

액체수소/액체산소 로켓엔진 기술 검토

조남경^{a,*} · 박순영^a · 김승한^a · 한영민^a

Liquid Hydrogen/Liquid Oxygen Rocket Engine Technology

Nam-Kyung Cho^{a,*} · Soon-Young Park^a · Seong-Han Kim^a · Yeong-Min Han^a

^aDivision of Rocket Engine Development, Korea Aerospace Research Institute, Korea

*Corresponding author. E-mail: cho@kari.re.kr

ABSTRACT

Liquid hydrogen/liquid oxygen rocket engines with highest specific impulse have been developed since the 1950s and used until now to maximize the capability of space launch vehicles. Domestic liquid hydrogen infrastructures for the production, transportation and distribution are being expanded at world-class level with the rise of hydrogen economy, which is a great opportunity for the performance enhancement for indigenous space launch vehicles. In this paper, feasibility of applying liquid hydrogen as a propellant is investigated in various aspects. The status of domestic liquid hydrogen infrastructure, the technologies required for liquid hydrogen engines, and operational aspects for safe handling of hydrogen are reviewed. In addition, test facilities for developing hydrogen engines are introduced briefly.

초 록

비추력이 가장 높은 액체수소/액체산소 엔진은 발사체의 성능을 극대화하기 위하여 1950년대 부터 개발되어 현재까지 이용되고 있다. 최근 국내에도 수소 경제의 대두에 따라 세계 수준의 액체수소 생산, 운송 등 인프라 구축이 진행되고 있고, 이는 발사체 성능을 향상시킬 수 있는 절호의 기회다. 본 논문에서는 액체수소 엔진 개발을 위한 전반적인 측면을 살펴보았다. 추진제로서의 액체수소 적용의 타당성을 고찰하고, 국내의 액체수소 인프라 현황, 액체수소 엔진 개발을 위한 소요기술, 수소를 안전하게 다루기 위한 운용적 측면을 검토하고, 액체수소 엔진 개발을 위한 시험설비를 검토하였다.

Key Words: Liquid Hydrogen Engine(액체수소 엔진), Liquid Hydrogen Infra(액체수소 인프라), Operational Safety(운용안전성), Liquid Hydrogen(액체수소), Test Facility(시험설비)

1. 서 론

Received 4 December 2021 / Revised 2 March 2022 / Accepted 7 March 2022

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2021년도 추계학술대회(2021.11.24.~26, 웨스틴 조선호텔 부산) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

액체로켓 엔진의 성능을 대표하는 인자로 연료당 추력으로서 표현되는 비추력(I_{sp})을 들 수 있다. 비추력이 높으면 동일한 발사체 이륙무게로 투입되는 위성의 무게를 늘일 수 있고, 동일

한 무게의 위성에 대해서는 속도증분(ΔV)을 증가시킴으로 보다 확장된 임무를 수행할 수 있게 한다[1]. 다단형 발사체에서 상단은 1단의 유상하중(payload)이 되므로 가벼운 것이 유리하고, 이륙중량과 공허중량(empty weight)의 비율인 질량비가 1단에 비해 상대적으로 적으므로, 상단 엔진에서의 비추력값은 1단 엔진의 비추력에 비해 상대적으로 중요하다. 이에 따라 1단 엔진으로는 케로신 또는 액체수소와 고체부스터(Solid rocket booster)를 적용한 방식이 널리 적용되는 반면, 상단에는 대부분 비추력이 높은 액체수소 엔진이 적용되고 있다[2].

현재 개발되는 발사체는 발사체의 고성능화와 더불어 발사비용을 줄이는 저비용화를 추구하고 있다. 최근 발사비용을 줄이는 것을 목표로 3D 프린팅 적용 등 제작비용 절감, 재사용 발사체 적용, 메탄 등 저비용 추진제 적용 등이 활발히 연구되고 있다. 그런데 위성과 같은 유상하중(payload)의 중량당 발사비용(\$/kg)을 줄이는 방법 중 하나는 탑재되는 유상하중(payload)의 무게를 증가시키는 것이다. 여기서 비추력이 가장 높은 액체수소 엔진을 적용함으로써, 동일한 중량의 발사체에 대해 탑재되는 유상하중을 키울 수 있으므로, 유상하중 중량당 발사비용(\$/kg)을 줄일 수 있다[3,4].

그런데 액체수소 엔진을 개발하기 위해서는 수소가스 생산 및 액화 인프라가 확보되어야 하며, 수소를 안전하게 다룰 수 있는 운용기술과 안전 지침이 마련되어야 한다. 우리나라는 그동안 액화수소 생산 및 운용 인프라가 없어서 액체수소 엔진을 개발하기 어려웠으나, 최근 탄소 저감을 위해 수소에너지 활용의 중요성이 대두됨에 따라, 수소의 이송 및 저장을 위해 수소를 액화시켜 활용하는 액화수소 인프라가 확보되고 있고 이로 인해 액체수소 가격이 크게 낮아질 것으로 전망되어, 발사체에서 액체수소 엔진을 활용할 수 있는 여건이 마련되고 있다고 할 수 있다[5,6].

본 논문에서는 액체수소의 추진제로서의 특성과, 액체수소 엔진을 개발하기 위해 고려해야 할 사항을 소개한다. 2장에서 액체수소의 발사체 추

진제로서의 특성과 발사체 적용 시 특성을 분석하고, 해외의 액체수소 엔진 적용 사례를 살펴보고 있다. 또한 저비용 발사체를 위한 액체수소 엔진의 특징을 분석하였다. 3장에서는 액체수소 엔진을 개발하기 위한 액화수소 생산 및 운용, 안전 등의 인프라를 고찰하였다. 4장에서는 액체수소 엔진의 핵심기술 및 시험설비 구축방안을 검토하였고, 5장에서 전체를 요약하였다.

2. 액체수소 엔진의 특징

2.1 액체수소의 발사체 추진제로의 특징

바람직한 추진제의 요건은 ①높은 배기속도(비추력), ②높은 연료 밀도, ③우수한 냉각 특성, ④높은 연소속도 ⑤취급 및 보관의 용이성/안전성 ⑥활용가능 수량(availability), ⑦발사체 적용성이다. 여기서 ① - ④는 엔진의 성능에 대한 항목이며, ⑤, ⑥은 추진제 적용을 위한 인력의 운용(operability) 및 추진제 조달 환경(availability)에 대한 것이다[7]. 본 장에서는 액체수소를 발사체 연료로 널리 활용되고 있는 케로신, 메탄과 비교하여 검토하였다.

① **높은 배기속도(비추력):** 배기속도(V_e)는 비추력과 직결되며($V_e = I_{sp} \cdot g$), 발사체의 가속 성능(ΔV)에 있어 Eq. 1의 로켓방정식에서 보듯이 중요한 성능인자다[1].

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

수소는 단위 질량당 높은 발열량(calorific value)과 낮은 분자량(molecular weight)으로 인해 배기속도에서 다른 모든 화학 연료를 능가하며 이는 로켓연료로 수소가 주목받았던 이유다.

② **낮은 연료밀도:** Eq. 1에서 발사체의 질량 분율($M_{propellant} / (M_{structure} + M_{payload})$)을 높임으로 발사체 성능을 향상시킬 수 있다[2]. 밀도가 높을수록 더 작은 탱크를 사용할 수 있으며

로 비행 중 항력이 감소하며, 탱크가 작을수록 발사체 탱크 제작 설비, 이송설비, 조립설비 등이 작아질 수 있으므로 개발/운영비용이 절감된다. 수소는 모든 연료 중 밀도가 가장 낮으며, 이러한 이유 때문에 치올코프스키와 많은 연구자들은 수소를 로켓연료로 고려하지 않았다. 그러나 오베르트 는 다만 로켓의 상단에 수소를 사용하면 상단을 가볍게 할 수 있고, 비추력의 효과가 지배적이므로(상단은 탑재 추진제량이 작으므로 질량분율의 영향이 작아지고 상대적으로 I_{sp} 의 영향이 큼) 이러한 문제를 극복할 수 있다고 생각했다[7].

- ③ **우수한 냉각특성:** 엔진 벽면의 효과적 냉각을 위해 (a)낮은 연소온도 (b)높은 열적 안정성(다른 물질로 분해되지 않음)과 (c)높은 비열, (d)재생냉각 채널에서의 낮은 연료 온도 등이 바람직하다. 또한 (e)낮은 증기압과 (f)낮은 임계압력은 냉각채널 내에서 증발을 하거나, 액체와 기체로 존재하는 것을 방지할 수 있어 유리하다. 이와 함께 냉각채널에서의 차압손실을 줄이기 위해 점도가 작은 것이 유리하다[2].

액체수소는 증기압 항목만 제외하고는 냉각특성에 있어 다른 추진제를 능가한다. 수소는 추진제 자체의 온도가 낮을 뿐 아니라 ① 연소온도(combustion temperature)가 낮고 ②비열비(specific heat ratio)가 높아서 온도변동이 작고 ③임계압력(critical pressure)이 낮기 때문에 냉각제로서 가장 높은 평가를 받을 수 있다. 또한 ④점도(viscosity)가 낮아서 차압을 줄일 수 있으므로 재생냉각에 유리하다.

- ④ **높은 반응속도(reaction rate):** (a)연료와 산화제의 빠른 연소반응(high reaction rate, high frame speed)은 연소실 용적을 줄일 수 있다. 연소실 크기를 줄이면 열전달 면적도 줄일 수 있고, 이에 따른 재생냉각 차압도 줄일 수 있다. 액체수소 연소실은 높은 반응속

도로 인해 연소실 크기를 줄일 수 있고, 이에 따라 냉각 채널 부피와 차압을 줄일 수 있다. 수소의 높은 화염 속도, 낮은 점화에너지 및 넓은 가연성 한계 등은 연소에 의한 에너지 생성, 점화 및 재점화에 있어 특히 유리하다[8,9].

- ⑤ **취급 및 보관의 어려움:** 취급 및 보관에 있어 이상적인 연료는 (a)낮은 증기압, (b)낮은 어는점, (c)높은 충격 안정성, (d)높은 점화 에너지를 가지며 (e)무독성, (f)비부식성, (g)좁은 가연범위를 가져야 한다. 액체수소는 매우 낮은 온도 (높은 증기압), 낮은 점화에너지 및 넓은 인화성 폭발 범위로 인해 취급 및 보관에 있어 불리하다[8].

- ⑥ **활용가능 수량(availability):** 해당 추진제의 생산설비와 생산량이 충분해야 하며, 발사체 이외에 해당 추진제를 활용하는 다른 산업이 있으면 생산/운송설비 등 인프라를 활용할 수 있고 추진제 단가가 낮아질 수 있다.

- ⑦ **발사체 적용성:** 발사체에 적용할 때 자가증기압(self vaporization pressurization), 공통격벽 추진제 탱크 적용 등 엔진과 발사체의 인터페이스가 간단하게 될 수 있어야 한다[11]. 수소의 경우 가스상수(gas constant)가 크기 때문에 자가증기압 수행 시 효율이 높다. 또한 케로신/액체산소 조합의 경우 온도차가(ΔT)가 210 K에 이르는데 반해, 액체수소/액체산소의 조합은 온도차가(ΔT)가 70 K으로 줄어들기 때문에(액체메탄/액체산소의 경우 $\Delta T = 20$ K) 공통격벽 적용에 케로신 연료 발사체에 비해 유리하다.

2.2 발사체 적용 성능

2.2.1 1단과 상단에 적합한 연료

1단의 경우 추진제 밀도의 증가는 추진제 탱크의 부피를 작게 하여 탱크 자체 무게도 줄어든 뿐 아니라, 공력에 의한 부하도 낮추어서 속도 증분을 크게 한다. 또한 큰 추진제 밀도는 질유량을

크게 하여 추력 또한 커지며, 큰 추력은 1단의 비행시간을 줄여줌으로 중력손실을 감소시킬 수 있다. 이러한 이유로 1단에는 밀도가 큰 케로신 또는 고체부스터가 널리 적용되고 있다[1,2].

상단은 1단의 유상하중의 역할을 하므로 무게가 작은 것이 유리하다. 상단은 1단 분리에 의해 발사체 구조무게가 줄어들게 되므로 Eq. 1에서 상대적으로 유상하중(payload)의 영향력이 커지고, 구조비보다는 비추력(I_{sp})이 보다 큰 영향을 미치게 된다. 따라서 상단에서는 비추력이 높고 무게가 작은 추진제가 유리하다.

2.2.2 단별 비추력과 무게의 민감도

Eq. 1의 로켓 방정식으로부터 Eq. 2의 근사식

$$\Delta V \propto I_{sp} \cdot \rho^c \tag{2}$$

Table 1. Comparison of the properties of kerosene, methane and hydrogen.

Item	Unit	Kerosene	CH ₄	H ₂
Molecular weight	g/mol	180	16.04	2.016
Density	kg/m ³	800	420	71
Melting point	K	226	90.5	13.8
Boiling point	K	573	111.5	20.4
Heat of vaporization	kJ/kg	251	510	446
Viscosity	10 ⁻⁶ Pa s	239	85.4	9.8
Specific heat	J/(kg K)	2,150	3,620	13,155
Critical pressure	MPa	2.4	4.64	1.29
Critical temperature	K	640	191	33
Gas constant	kJ/(kg K)	-	518.3	4,124
Thermal conductivity	W/(mK)	0.16	0.165	0.102
Calorific value	kJ/kg	46.2	55.5	141.8
Combustion Temperature	K	3,840	3,673	3,408
Exhaust Temperature	K	1,846	1,676	906.6
specific heat ratio(γ)	-	1.14	1.146	1.227

을 유도할 수 있다[11-13]. 발사체 부피와 이륙 중량이 일정할 때 3단형 발사체의 각 단의 계수 c는 Table 2와 같다[13]. Table 2에서 3단형 발사체의 부피를 고정할 경우 1단에서는 밀도의 영향이 가장 크고, 상단으로 올라갈수록 밀도의 영향이 상대적으로 작아짐을 알 수 있다. 따라서 상단(2단 이상)에서는 비추력이 연료 밀도보다 더 중요해지고, 궤도투입 성능 측면에서 수소가 케로신에 비하여 이점을 갖는다.

한국형발사체 3단의 경우를 예로 들면, 3단 무게가 동일한 경우 3단 엔진의 비추력 1 sec 증가에 대해 17 kg의 유상하중(위성무게)이 증가한다[14]. 따라서 Fig. 1의 비추력을 참조하면 kerosene/LOX 추진제 대비, 메탄/LOX는 약 170 kg의 유상하중이 증가하고, LH2/LOX의 경우 약 1,700 kg의 유상하중 증대가 예상된다.

Table 2. Index value c for stages[13].

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

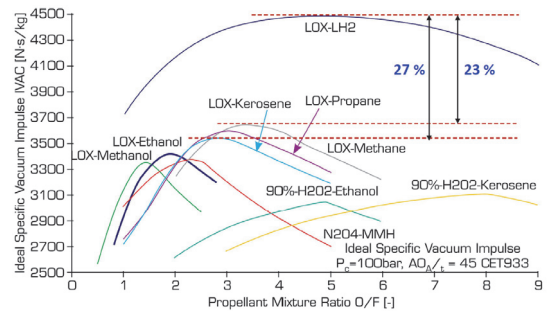


Fig. 1 Comparison of specific impulse for various propellant combinations.

2.3 해외발사체의 액체수소 적용사례

Fig. 2에서 보듯이 1990년대 이후 수소엔진의 개발은 팽창기사이클(expander cycle) 상단 로켓엔진 개발 위주로 진행되어 왔다. 팽창기 사이클은 터빈을 구동하는 가스발생기 역할을 재생냉각 채널이 대체하는 것으로서, 냉각면적(흡열량)이 터빈 구동 파워를 결정하며, 노즐확장비가 큰 발사체 상단 엔진에 적합하다[15].

각국의 대표적으로 개발되고 있는 액체수소엔진의 규격을 Table 3에 도시하였다. 주요 발사체 선진국은 상단 엔진으로 LH2/LOX 엔진을

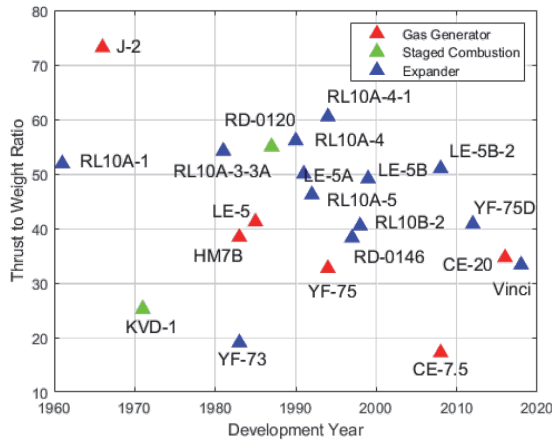


Fig. 2 Development status of liquid hydrogen engines[15].

초기부터 적용해 왔다. 러시아는 RD0146 엔진을 개발하여 앙가라 발사체 상단에 적용하고자 하고 있으며, 중국은 YF75 엔진을 개발하여 장정 5호에 적용하고 있다. 일본은 LE5를 개량한 LE5-B 엔진을 H2 발사체에, 유럽은 VINCI 엔진을 아리안 발사체에 적용하고 있다. 미국은 최근에 블루오리진의 BE3 엔진을 개발하고 있다[15].

수소 엔진의 사이클은 대체로 팽창형과 팽창형 블리드 사이클을 적용하고 있다[16]. 팽창형 사이클(expander cycle)은 연소실과 노즐의 냉각채널을 액체수소가 냉각하고, 냉각 중 온도가 상승한 기체로서 터빈을 구동하고, 터빈을 구동한 가스는 연료 매니폴드를 거쳐 분사기로 유입되어 연소에서 연소한다. 재생냉각을 수행한 가스가 다시 연소에 참여하는 폐쇄형(closed) 사이클로서 비추력이 높다. 그런데 터빈의 구동 파워가 전적으로 냉각에 의한 열흡입에 의존하므로 냉각채널의 열흡입 증대를 위해 연소기 실린더부가 길어지고 노즐의 상단 부분에 냉각채널이 충분히 길게 설치되어야 한다. 또한 수소의 연소기 유입압력이 낮아서 연소압이 낮아지며, 이에 따라 연소실 크기가 커지고 연소효율이 낮아지는 단점이 있다[1,16].

이러한 단점을 보완하는 것이 팽창형 블리드 사이클이다[16]. 이 사이클은 연소기로 유입되는

Table 3. Major liquid hydrogen engine and specification.

	RL10B-2	BE-3U	Vinci	YF75D	RD0146D	LE-5A	LE-5B
Country	USA	USA	France	China	Russia	Japan	Japan
Cycle	Expander	Expander Bleed	Expander	Expander	Expander	Expander Bleed	Expander Bleed
Thrust(vac.)	110 kN	710 kN	180 KN	88 kN	68.6 kN	121 kN	137 kN
Mixture Ratio	5.88	-	5.8	6.0	-	5	5
Expansion ratio	280	-	240	80	-	130	110
Isp, vac(s)	462	-	465	442	470	452	447
Combustion pressure(MPa)	4.4	-	6.1	4.1	5.9	3.98	3.58
LH2 TP(rpm)	-	-	65,000	98,180	51,000	52,000	-
Lox TP(rpm)	-	-	-	-	-	-	-
Length(m)	4.14	-	4.2		3.4	2.7	2.7
Dry mass(kg)	277	-	280	227	-	248	285

액체수소와 냉각채널로 유입되는 액체수소가 나뉘어진다. Fig. 3에서 보는 바와 같이 연료 펌프에서 토출되는 액체수소의 일부가 재생냉각 채널로 유입되지 않고, 곧바로 연료 매니폴드를 통해 연소기로 분사됨으로서 연소압력을 높일 수 있다. 재생냉각 채널로 유입된 액체수소는 채널에서 열을 흡수하고 가스화되어 터빈을 구동한 후, 다시 노즐로 분사되어 노즐을 냉각한다. 터빈구동 후 연소기 내부 분사가 없어 압력이 낮아도 되므로, 열흡수를 통한 압력생성 기구인 재생냉각 채널이 짧아도 되어 연소기 실린더부가 주로 재생냉각 채널을 구성한다. 노즐은 상부의 일부만 재생냉각 채널로 구성되며 대부분의 노즐부는 터빈 구동에 사용된 가스에 의해 냉각이 수행한다. 노즐을 재생냉각부와 확장부로 나누어 대부분의 개발시험을 노즐 확장부가 없는 형태로 지상조건(atmospheric condition) 시험설비에서 수행하고, 노즐확장부 장착 시험만 고공모사 시험설비에서 시험을 수행함으로써 개발비를 낮출 수 있다는 장점도 있다.

팽창형사이클 엔진의 초기 시동은 액체수소 탱크와 엔진 냉각채널 간의 수두차에 의해 액체수소를 유입시켜, 냉각채널에서 증발된 수소가스가 터빈을 초기 구동하며, 터빈과 동축의 액체산소와 액체수소 펌프가 회전하여 연소기로 추진

제가 유입되면 spark plug나 토치에 의해 점화 시킴으로 이루어진다[1].

2.4 저비용 발사체로의 액체수소 엔진의 특성

발사체 저비용화는 정량적으로 유상하중(payload) 중량(kg)당 발사비용(\$)을 줄이는 것을 의미한다. \$/kg을 줄이는 방법은 2가지가 있다.

첫번째로 발사에 소요되는 비용을 줄이는 것이고 두번째로 유상하중의 무게를 늘리는 것이다. 첫 번째 발사 비용에는 발사체의 개발비, 제작비, 발사운영비, 추진제 비용, 정비비용 등이 포함된다. 여기서 발사체를 재사용하면 제작비가 절감되고, 메탄과 같은 저가의 연료를 사용하여 추진제 비용을 절감할 수 있다.

두 번째로 발사 시 탑재중량을 늘리는 것이다. 동일한 1단에 대해 상단 엔진의 비추력이 높다면 보다 큰 무게의 위성을 탑재할 수 있고, 또는 다중으로 여러 개의 위성을 발사할 수 있다. 탑재중량이 늘면 \$/kg으로 표현되는 발사비용에서 분모가 커짐으로 발사비용이 줄어든다. 비추력이 가장 높은 수소를 적용함으로써 탑재중량을 증가시키는 방식의 발사비용 저감이 가능하다.

현재 수소경제의 중요성이 대두됨에 따라 수소와 액화수소의 생산량이 늘어나고 이에 따라 액화수소의 가격이 점점 낮아지고 있는 추세인

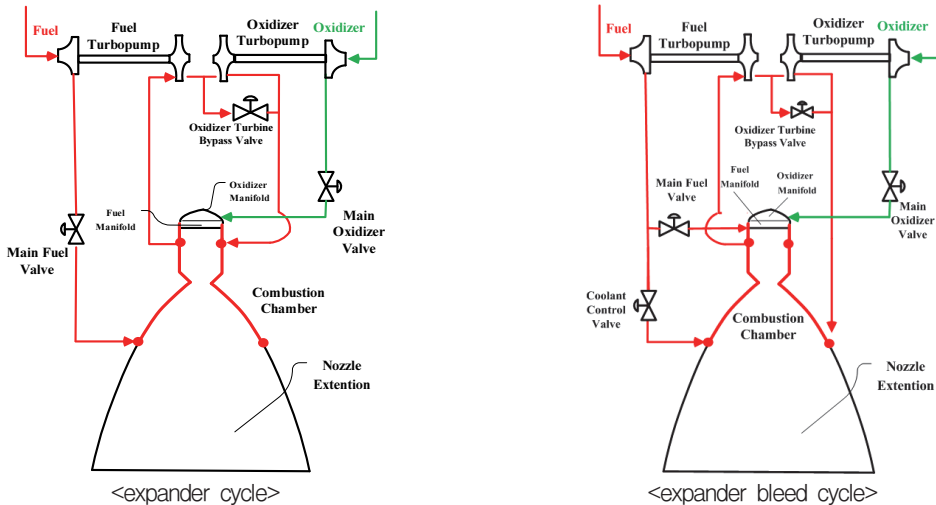


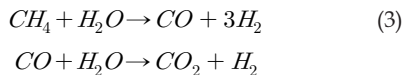
Fig. 3 Comparison between expander and expander bleed cycle engine[15].

바, 향후 저비용 발사체의 목표에 부합한다고 할 수 있다.

3. 액화수소 활용 인프라와 국내역량

3.1 국내의 수소가스 및 액화수소 생산 인프라

환경문제가 인류의 생존 문제로까지 부각되면서 수소에너지의 활용이 대두되고 있으며, 이에 따라 수소연료전지 발전을 통한 발전시스템 및 수송시스템(수소 연료전지차)의 활용이 활발히 연구되고 있다. Fig. 4에 제시된 기체수소 제조 기술 중에서 가장 경제성 있는 수소 생산 방법은 대용량 천연가스 개질(SMR, Steam Methane Reforming) 기술(Eq. 3)이다[17].



현재 기체 상태로 저장되는 수소는 많은 양을 저장하지 못하고, 운반하기 어렵다는 문제를 가지고 있다. 이러한 문제를 해결하기 위해서 고압 수소 저장, 수소화합물 변환 등의 해결 방안이 제기되었지만, 기체상태의 수소를 액체 상태로 저장하는 방법은 부피 및 질량 대비 가장 효율적인 방법으로 알려져 있다. 기체수소를 상압, -253°C(20 K)로 냉각하면 액화되며, 그 밀도는 기체수소에 비해 780배, 700 bar 압축수소에 비해 1.75배 높다. 액화수소의 저장압력은 통상 3 bar 미만으로 고압 압축가스 방식에 비해 안전

성의 측면에서도 유리하다고 할 수 있다[21].

액화를 위해서는 수소의 온도를 낮추어야 하며, 열교환기와 열교환에 의한 선냉각이 이루어진 후, Joule-Thomson 등엔탈피 팽창과 팽창엔진에 등엔트로피 과정의 일을 함으로 온도를 낮추는 방법이 적용된다. 팽창엔진의 경우, 온도저감특성은 우수하나 이상유동(two phase flow)이 있을 경우 작동이 어렵기 때문에, 마지막에 액체가 생성되는 단계에서는 Joule-Thomson 등엔탈피 팽창이 주로 적용된다.

수소는 ortho 수소와 para 수소의 두 가지 상태가 있으며 온도에 따라 평형점이 달라진다. 상온에서는 75%의 ortho 수소와 25%의 para 수소가 평형을 이루고 있으며, 대기압에서의 액체수소의 기화온도인 20 K에서는 99.9% para 수소가 존재하는 것이 평형상태다. 그런데 평형이 되기 위해서는 시간이 걸리기 때문에 액체가 된 후 평형상태 도달을 위하여 ortho 수소의 para 전환이 이루어지게 된다. 이 때 ortho-para 전환은 발열반응이기 때문에 생성된 액체수소가 열에 의해 증발이 되는 문제가 발생한다. 따라서 액체수소 생성시 촉매반응에 의해 ortho-para 전환 후 공급하는 것이 필요하다[21].

Fig. 5는 수소 생산/액화 설비 중 비용성능이 우수하다고 알려진 LNG 활용 고효율 수소 생산/액화설비의 개략도다[6]. LNG(상온 111 K)가 설비로 유입되어 수소가스와의 열교환을 통해 기화한 후, 수증기에 의한 개질과정을 통해 수소기체가 되며, 저온 수소기체에 의한 냉각, 등엔트로피 팽창에 의한 냉각을 거쳐 최종적으로

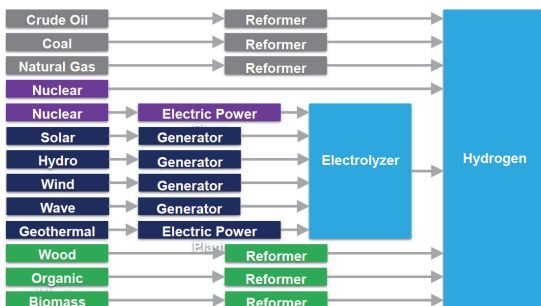


Fig. 4 Various manufacturing methods of hydrogen[17].

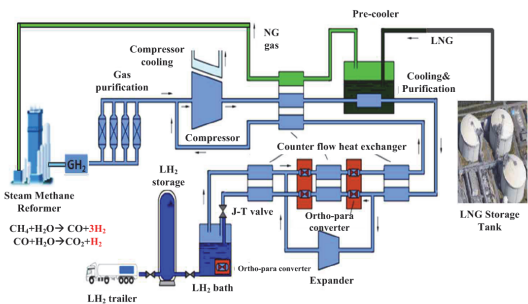


Fig. 5 Hydrogen manufacturing and liquefying system by LNG reforming[6].

Joule-Thomson 등엔탈피 팽창을 통해 액화수소가 생산되는 과정을 보여준다. 수소는 여러단계에 걸쳐 촉매반응에 의해 ortho 수소가 para 수소가 전환된다[6].

최근 수소 경제의 발전에 따라 이송, 충전, 보관에 유리한 액화수소가 대두되면서 국내에 액화수소 설비가 구축되고 있다. Table 4에서 현재 국내에 운영 및 구축 중인 액화수소 설비를 보인다. 23년 말이 되면 하루에 152 톤을 생산할 수 있게 될 예정이며, 세계적 수준의 액화수소 생산국으로 부상할 전망이다[17].

3.2 액화수소 활용 안전성 검토

3.2.1 수소 누설에 의한 위험요인과 안전조치

수소는 분자량과 점도가 작으므로 누설이 잘 발생한다. 누설된 수소는 공기와 혼합되어 폭발성 있는 가연가스를 형성한다. 수소는 체적으로 4%(LEL, Lower Explosive Limit)에서 75%(HEL, Higher Explosive Limit)까지 가연 범위를 형성한다. 이러한 넓은 가연범위는 위험요인이 되나, 실제 누설에 의한 위험은 가연범위보다 LEL에 영향을 받으며 수소의 LEL은 프로판(2.1%)이나 메탄(5.3%)과 유사하다. 수소의 큰 확산성과 공기로부터의 부력은 누출되는 수소가 빠르게 상

승하여 퍼지게 함으로써 사고 위험을 감소시키는 효과가 있다[7].

수소 누설에 의한 또 다른 위험으로 수소와 공기 혼합가스를 점화시키는 점화에너지가 매우 작다는 것이다. 옷에서 일어나는 정전기와 같은 작은 spark 만으로도 수소/산소를 점화시킬 수 있으며 폭발을 야기할 수 있다[20].

3.2.2 화재 및 폭발 위험요인과 조치방안

수소의 빠른 연소속도는 밀폐된 공간에서 폭발파(detonation wave)와 압력상승을 발생시킨다. 반면 개방된 공간에서는 수소의 빠른 확산속도로 인해 폭발의 가능성은 낮아질 수 있다[8].

수소 화염은 soot를 형성하지 않기 때문에 보이지 않으며 수소 화염의 복사에너지는 같은 크기의 다른 연료 연소의 경우보다 1/10 이하에 불과하다. 동일한 용적에서 시간당 방출하는 복사에너지는 액체수소와 액체 메탄이 거의 동일하지만 수소의 빠른 연소로 인해 전체 복사에너지가 작아지고, 따라서 수소의 작은 복사에너지 총량은 화염 주위 2차 화재의 가능성을 낮춘다.

수소설비는 가능한 한 개방된 시설을 활용하여 폭발 가능성을 줄이는 것이 필요하고, 건물에서 배출된 수소는 vent stack을 설치하여 적절한 배출이 이루어지게 하여야 하며[19], 건물 내에서 수소 대량 배출 시 flare stack으로 유도하여 수소를 점화시켜 빠른 연소를 통해 제거하는 것이 바람직하다[19]. 또한 낮은 점화에너지를 고려하여 건물의 모든 전기는 방폭규격으로 시공되어야 하며, 점화의 원인이 될 수 있는 기기는 수소가 누설되고 축적될 수 있는 부분 아래로 배치하는 것이 필요하다[20].

3.2.3 액체수소의 위험성

20 K의 액체수소가 공기와 열교환을 하면 산소가 질소보다 먼저 응축되며(산소 액화온도 90 K, 질소 액화 온도 77 K), 고형화(solidifying)는 질소가 먼저(질소 고체화 온도 63 K, 산소 고체화 온도 54 K) 되므로 연소반응에 참여할 수 있는 기체 및 액화 가스만 보면 항상 산소 과농(rich) 상태가 된다. 산소 과농한 상태에서는 발

Table 4. Status of domestic hydrogen liquefying facilities [17].

Company	Capacity	Status	Location
Hylum	30 kg/day	In operation	Hylum in Dong-Tan
Hylum	100 kg/day	Completed on May 2022	Sam-Chuck
Hyosung /Linde	(35 ton/day) 13,000 ton/yr	Completed on Dec. 2022	UI-San
Doosan heavy industry	5 ton/day	Completed on June 2022	Chang-Won
Kogas-tech	30 ton/day	Completed on March 2022	Phyug-Tack
Kimm	500 kg/day	Completed on Dec. 2023	Chang-Won
SK	(82 ton/day) 30,000 ton/yr	Completed on Dec. 2023	In-Cheon
Total	152 ton/day		

화를 일으키는 점화에너지가 작아지고, 폭굉이 발생하기 더욱 용이해진다[20].

액체수소 온도(20 K)에서는 산소와 질소가 고형화되며 이 온도에서 고형화되지 않는 것은 헬륨가스 정도에 불과하다. 이러한 공기(산소와 질소)의 고형화는 고체 입자를 형성하여 밸브나 오리피스 사이를 막아 밸브가 완전히 닫히지 못하게 한다. 질소는 퍼지가스로 널리 활용되는데 액체수소와 접촉 시 응축 및 고형화 가능성이 있기 때문에, 질소 퍼지 후 2차로 수소가스로 퍼지를 하는 것이 필요하다[20].

1950년대 미국에서 액체수소를 연료를 사용하기로 결정할 때의 관심사 중 하나는 수소의 화재 및 폭발 위험성에 대한 검증이었다[7]. 이를 위해 가압상태의 액체수소가 충전된 탱크를 과열시키고 고체 분말을 이용하여 점화시켰다. 그런데 생성된 화염은 수소의 낮은 밀도로 인해 빠르게 상승하였고, 빠른 화염 속도로 인해 즉시 소멸되었다. 실험자들은 가솔린과의 비교를 위해 액체수소와 가솔린 용기를 나란히 놓고 과열하였다. 액체수소 용기는 과열되어 불이 붙었을 때 화염은 빠르게 소실되었지만, 가솔린의 화염은 용기 근처에 남아 훨씬 더 많은 손상을 입혔다. 가솔린 화재는 수소 화재보다 훨씬 더 심각했다. 즉 가벼워서 빠르게 상승하며, 확산성이 크며, 연소속도

가 빠른 수소의 특성을 활용하면 액체수소의 안전한 운용이 가능하다는 결론을 얻게 되었다[7].

4. 액체수소 엔진 개발 검토

4.1 액체수소 엔진개발 소요기술

액체수소 엔진 개발의 난점은 극저온을 다루는 것에서 발생한다. 액체수소의 비등점은 20 K (섭씨 - 253°C)으로서 액체수소를 저장하는 탱크, 배관, 밸브, 펌프까지 단열하지 않으면 액체수소가 기화해버려 기체수소가 된다. 20 K에서 기체상태를 유지하는 물질은 헬륨밖에 없고 그 외의 물질(산소, 질소)은 액체수소와 접하면 고체화된다[19]. 또 하나의 어려움은 모든 물질 중에서 수소의 분자량이 가장 작다는 사실이다. 분자가 작기 때문에 금속 용접 부분이나 기기나 배관의 조임이 불충분한 부분, 또는 온도변화에 의해 생기는 아주 작은 구멍이나 틈을 통해서도 수소가 새어나갈 수 있다[19,20].

액체수소 팽창식 엔진 개발에 있어 최대 난점은 터보펌프다[24]. Fig. 6은 개방형 가스발생기 방식의 엔진과 폐쇄형 팽창형 사이클 엔진을 비교한 것이다. 케로신/액체산소 가스발생기 방식 엔진의 경우 연료펌프와 산화제 펌프가 동축으

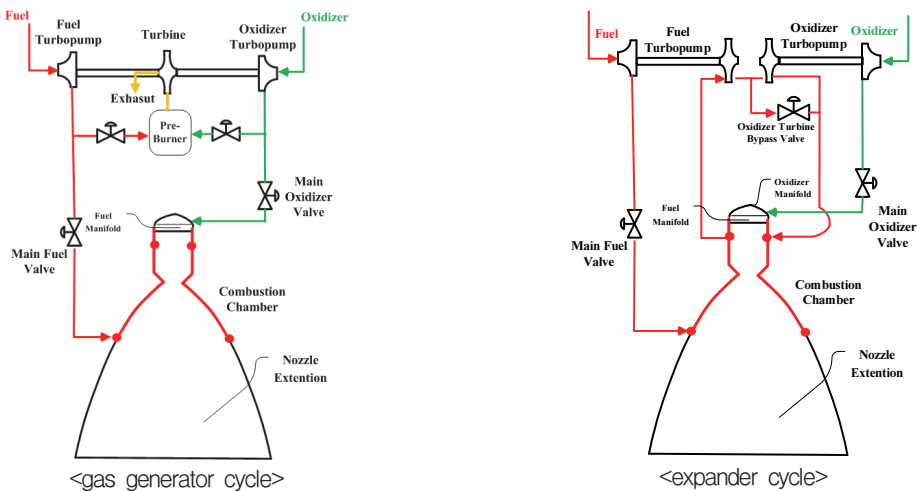


Fig. 6 Comparison of engine schematics between gas generator cycle and expander cycle.

로 구성되어 동일한 회전수로 회전한다.

반면 액체수소 엔진에서 주로 적용되는 팽창형 엔진의 경우 수소와 액체산소의 밀도차가 크기 때문에 회전수가 달라야 하고 각각의 축이 별도로 구성된다. 이 경우 동축일 경우에 가능했던 축추력의 균형이 깨지게 되어, Fig. 7에 제시한 축추력 보정장치와 베어링, 특수 셸의 별도 개발이 필요하다[25,26]. 액체수소는 밀도가 낮기 때문에 터보펌프의 회전수가 높아야 하며, 액체수소 펌프는 일반적으로 분당 4만회 이상 회전한다. 펌프의 회전수가 높아짐에 따라 케비테이션 방지를 위한 인듀서와 임펠러가 개발되어야 한다. 또한 베어링에 별도의 윤활유를 쓸 경우 얼어버릴 수 있어서 액체수소 자체로 윤활을 하

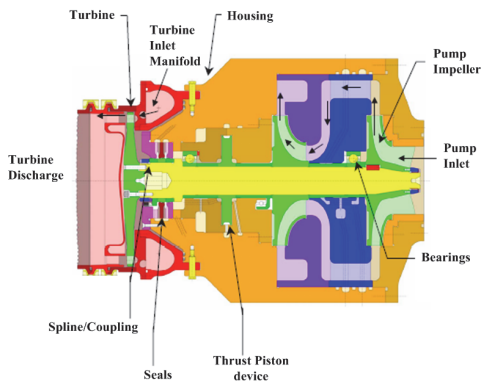


Fig. 7 Schematics of turbopump of expander cycle engine[24]

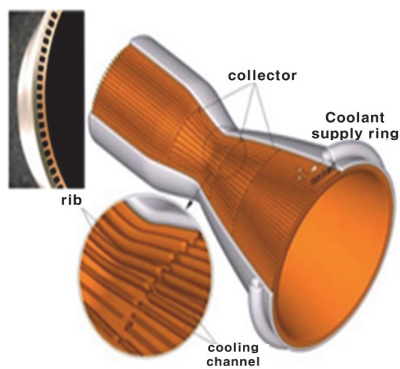


Fig. 8 Schematics of cooling channel of expander cycle engine[25]

는 방법이 개발되어야 한다[25].

팽창기 사이클에서 연소기의 재생냉각 채널은 냉각의 역할 뿐 아니라 터빈구동 동력을 확보하기 위해 충분한 열전달이 되어야 하며, 이를 위해 Fig. 8과 같이 냉각핀이 적용되며 연소실의 길이가 가스발생기 사이클에 비해 길어진다[7].

4.2 상단 액체수소 엔진 시험설비

Fig. 9는 액체수소 엔진 연소기와 엔진시스템을 시험할 수 있는 설비의 개략도를 보인다. 기존에 케로신/액체산소 추진제를 적용하는 설비를 액체수소도 시험할 수 있게 추가한 형태를 보인다. 이 경우 액체수소 저장탱크, 기화기, 고압 수소용기, 액체수소 런탱크가 추가된다.

런탱크는 연소기 시험의 경우 고압으로 운용되고, 엔진시험의 경우 저압으로 운용된다. 설비와 시험대상체 엔진의 퍼지는 질소 또는 헬륨 및 수소로 이루어진다. 헬륨이 공기(산소)를 제거하기 위한 퍼지가스로 사용되는 경우, 헬륨을 제거하기 위한 2차 퍼지가스는 액체수소로부터 증발된 차가운 수소를 사용한다. 질소가 산소를 제거하기 위한 퍼지가스로 사용되는 경우에는 질소를 제거하기 위한 2차 퍼지가스는 상온 수소를 사용한다. 냉각과 퍼지에 사용된 수소 기체는 flare stack으로 모아져 부력에 의해 상부로 이송되며, 토치로 점화/연소시켜 제거함으로써 안전을 유지한다. 시험과정에서 배출되는 수소가 아닌 누설된 수소는 공기의 부력에 의해 곧바로 상부로 이송되며 vent stack을 통하여 모아져 배출한다. 이 때 강제 배기팬을 가동하여 누설된 수소가 벤트 스택으로 모이게 유도하는 것이 효율적이다[20].

Fig. 10은 터보펌프와 밸브류를 시험할 수 있는 설비를 보인다. 엔진/연소기 시험설비와 같이 액체수소 저장탱크, 런탱크, 기화기, 고압 수소용기로 구성된 수소 공급설비가 갖추어져야 하며, 연소기/엔진시험설비와 공유할 수 있다. 액체수소 런탱크는 수소기체로 가압된다. 펌프시험을 위해서 구동부 가스가 공급이 되어야 하는데 질소가스로 구동하는 초기시험 후에는, 실제 엔진에서의 터빈 구동가스인 수소로 구동한다. 이 때

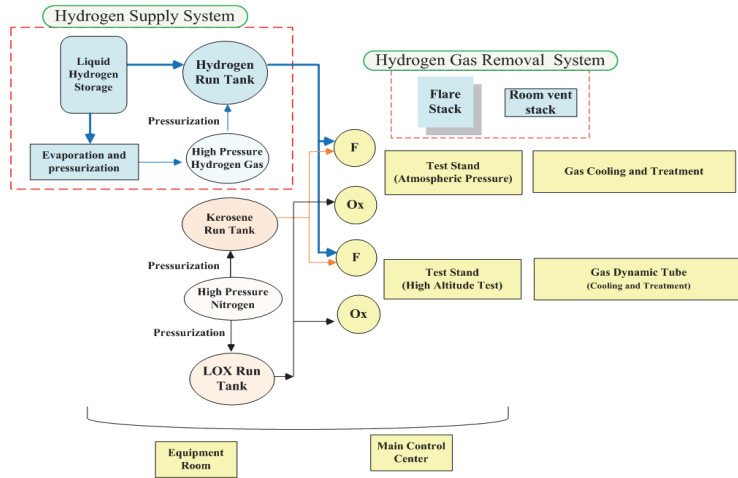


Fig. 9 Schematic of test facility of liquid hydrogen rocket engine for combustor only and engine system test.

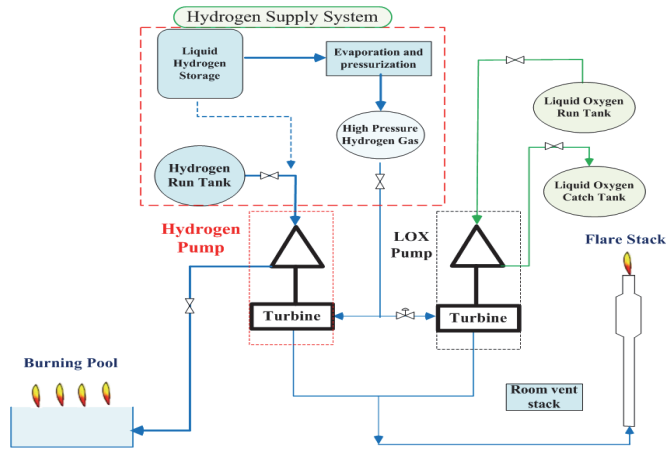


Fig. 10 Schematic of test facility of liquid hydrogen rocket engine for turbopump and valves.

액체산소 펌프부에 장착된 제어밸브를 통해 액체수소 펌프의 구동 유량을 조절한다.

터빈을 구동한 수소 기체는 flare stack으로 보내져 부력에 의해 상부로 이동되어 연소시켜 제거한다. 액체수소 펌프 출구의 액체는 실제 엔진에서는 연소기로 보내져 연소되지만, 터보펌프 시험설비에서는 액체 상태로 유지하므로 이를 처리하는 것이 필요하다. 액체산소의 경우 런탱크에서 공급된 액체산소는 산화제 펌프에서 액체상태로 토출되어 catch 탱크에서 받아 재활용한다. 반면 액체수소의 경우에는 수소펌프로부터의 고압 고유량 액체수소는 안전을 위해 catch

탱크로 보내지 않고, 옥외의 pool로 배출되어 연소되어 제거한다[27].

5. 요약

본 논문에서는 액체수소의 추진제로서의 특성과 액체수소 엔진을 개발하기 위해 고려해야 할 사항을 소개하였다. 액체수소는 상단에 최적화된 추진제로서 상단 적용시 탑재위성의 무게를 크게 할 수 있으므로 위성 무게당 발사비용(\$/kg)을 줄일 수 있다. 최근 수소 경제의 대두에 따라

국내에 수소 생산과 수소 액화설비가 구축됨에 따라, 액체수소의 활용이 가능하고 액체수소 가격이 낮아질 것이 예상되는 바, 액체수소 엔진 개발에 좋은 여건이 마련된 것으로 판단된다.

액체수소는 폭발 등의 위험을 내재하고 있으나 저장탱크 및 런탱크 등의 설비를 옥외에 배치하고 수소의 특성인 높은 확산성, 부력에 의해 빠르게 상승하고, 빠른 연소를 통해 제거할 수 있는 특성 등을 활용하면 안전을 도모할 수 있다. 수소가 공기와 만나면 산소 과농한 환경이 조성될 수 있고, 질소가 고체 입자화 될 수 있으므로 폐지가 적절히 수행되는 것이 필요하다.

팽창형 사이클 액체수소 엔진의 개발에 있어서는 연소기 냉각채널에서의 열흡수 기구에 대한 설계와 축 분리형 터보펌프의 축추력 보상기구, 베어링, 씰 등의 개발이 필요하며, 캐비테이션 방지 기구가 고려되어야 한다. 액체수소 엔진 시험설비는 케로신 연료 시험설비에 추가하여 구축될 수 있으며, 수소 기체 배출 및 제거 기구가 마련되어야 하며, 터보펌프 시험 시에는 토출된 액체수소의 제거 기구가 마련되어야 한다.

후 기

본 논문은 한국항공우주연구원 주요사업인 ‘액체로켓 엔진 선형기술 연구’ 과제에 일환으로 작성되었으며 지원에 감사드립니다.

References

1. Sutton, G.P., *Rocket Propulsion Elements*, 6th ed., John Wiley & Sons Inc., New York, N.Y., U.S.A., 1992.
2. Haidn, O.J., “Advanced rocket engines,” (RTO-EN-AVT-150) *Advances on Propulsion Technology for High-speed Aircraft*, Vol. 1, pp. 6-1 - 6-40, 2008.
3. Pascal P. and Hilda B., “Cryogenic Upper Stage Engine Trade-Off,” *36th AIAA /ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Huntsville, Alabama, AIAA 2000-3449, July 2000.
4. Kim, J. and Choi, J., “Analysis of low orbital launch capability of advanced KSLV-II according to top stage engine options,” *KSPE Spring Conference*, Jeju, Korea, pp. 176-181, May 2018.
5. Kim, S. and Choi, D., “Hydrogen Liquefaction and Storage Technology and Its Application,” *Prospectives of Industrial Chemistry*, Vol. 17, No. 3, pp. 20-28, 2018.
6. Choi, B.I., “Hydrogen Infra Construction Plan based on liquid hydrogen,” *Superconductor and Cryogenics*, Vol 22., No. 1, 2020.
7. Sloop, J.L., *Liquid hydrogen as a propulsion fuel*, 1945-1959 (Vol. 4404), Scientific and Technical Information Office National Aeronautics and Space Administration, 1978.
8. Rivkin C., Burgess R. and Buttner, W., *Hydrogen Technologies Safety Guide*, NREL/TP-5400-60948, Jan. 2015.
9. Ha, D., Rho, T., Lee, H. and Yoo, P., “System Analysis of Expander Cycle Hydrogen Rocket,” *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 24, No. 5, pp. 21-33, 2020.
10. Uehara, I., “Handling and Safety of Hydrogen,” *Energy Carriers and Conversion Systems*, Vol. 1, 2013.
11. Kim, C., Lim, B., Lee, K. and Park J., “A Study on Fuel Selection for Next-Generation Launch Vehicles,” *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 25, No. 3, pp. 62-80, 2021.
12. Efficiency and weight and size characteristics of a rocket propulsion system on various fuels, MSTU conference material, Conference_Step into the future

- (in Russian).
13. Kozlov S.N., Litvinov, A.V. and Lenkina L.D., Chemical Rocket Fuels, Biysk Technological Institute, 2018. (in Russian)
 14. Cho, S. and Sun, B., "Sensitivity analysis of KSLV-II," Korea Aerospace Research Institute, TM, 2020.
 15. Lee, H., "Future Development Strategy for upper stage engine," *KSPE Propulsion Workshop*, Jeju, Korea, May 2021.
 16. Greene, W.D., "Inside the LEO Doghouse: The Art of Expander Cycle Engines," retrieved 2 Sep. 2021 from <https://blogs.nasa.gov/J2X/2014/03/24/inside-the-leo-dog-house-the-art-of-expander-cycle-engines>.
 17. Kim, S., "Liquid Hydrogen Infra for drones with hydrogen fuel cell," *KSPE Propulsion Workshop*, Jeju, Korea, May 2021.
 18. Viatcheslav, O., Cyrill M., Halyna, H., Ekaterina, P.D., Vadim S., Donovan, M., Scott, L. and Mary, W., "Explosion Hazard from a Propellant-Tank Breach in Liquid Hydrogen-Oxygen Rockets," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 50, No. 4, pp. 860-872, 2013.
 19. Zabetakis, M.G. and Burgess, D.S., "Research on The Hazards Associated with The Production and Handling of Liquid Hydrogen," Report of investigations 5707, US Department of the Interior, Bureau of Mines.
 20. European Industrial Gases Association, "Safety in Storage, Handling and Distribution of Liquid Hydrogen," EIGA, Brussels, 2002.
 21. Nathaniel G., Lim C., Bail J. and Kim S., "Applications of liquid hydrogen," *KSPE Fall Conference*, Jeongseon, Korea, pp. 728-730, Dec. 2014.
 22. Lim, H. and Cho, I., "Characteristics of Hydrogen and Considerations as a Rocket Propellant," *KSPE Fall Conference*, Gyeongju, Korea, pp. 23-26, Nov. 2009.
 23. Cho, H., Moon, G., Seo, H., Lee, S., Hong, S. and Choi, S., "Development and Validation of Cryopanel Cooling System," *Journal of KSME B*, Vol. 34, No. 2, pp. 213-218, 2010.
 24. Rachuk, V. and Titkov, N., "The First Russian LOX-LH2 Expander Cycle LRE: RD0146," *AIAA 2006-4904, 42nd AIAA /ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Sacramento, California, U.S.A., pp. 9-12, July 2006.
 25. Okayasu, A., Ohta, T., Kamijyo, A. and Yamada, H., "Key Technology for Reusable Rocket Engine Turbopump," *Acta Astronautica*, Vol. 50, No. 6, pp. 351-355, 2002.
 26. Kim D., Choi, C. and Kang, B., "Considerations for a Reusable Turbopump," *KSPE Fall Conference*, Busan, Korea, pp. 1-6, Nov. 2020.
 27. Magnant, P., Vallerand, P. and Bouffard, T., "PF52 test facility for cryogenic engines and subsystems," *Ground-based Space Facilities Symposium*, Paris, pp. 12-14, June 2013.