

메탄/산소 이원액체추진제 로켓엔진 기술개발 동향

김정수^{a,*} · 정 훈^b · 김종현^bState of the Art in the Development of Methane/Oxygen
Liquid-bipropellant Rocket EngineJeong Soo Kim^{a,*} · Hun Jung^b · Jong Hyun Kim^b^aDepartment of Mechanical Engineering, Pukyong National University, Korea^bDepartment of Mechanical Engineering, Graduate School, Pukyong National University, Korea^{*}Corresponding author. E-mail: jeongkim@pknu.ac.kr

ABSTRACT

A study was conducted for the performance characteristics of methane taking recently the limelight in the world as a next-generation propellant, with the survey for state of the art in the development of methane/oxygen rocket engine being accompanied. Liquid methane as a rocket fuel has the favorable characteristics such as non-toxic, low cost, regenerative cooling capability, and potential for in-situ resource utilization (ISRU). The combination of liquid methane and liquid oxygen also provides the excellent performance including high specific impulse and low system mass. For these reasons, many researches have been actively carried out on the methane/oxygen engine, nevertheless, its technology readiness level is not that high enough just yet. Therefore, it is judged that it is the time to mitigate the technical gap with the space technology of advanced countries through a swift onset of the development of methane rocket engine.

초 록

최근 들어 차세대 추진제로서 각광을 받고 있는 메탄의 성능특성을 분석하고, 메탄/산소 로켓엔진의 기술개발 동향을 조사하였다. 로켓연료로서의 액체메탄은 무독성, 경제성, 우수한 재생냉각성능, 그리고 행성의 현지자원활용(ISRU) 가능성 등과 같은 여러 유리한 특성을 가지며, 액체산소와의 조합시 높은 비추력 확보 및 시스템 경량화가 가능하다. 이러한 이유로, 메탄/산소 엔진에 대한 연구가 활발하게 진행되고 있기는 하지만 그 기술성숙도가 아직은 그리 높지 않은 것으로 확인되는 바, 메탄 로켓엔진 개발을 통하여 우주기술 선진국과의 기술격차 해소가 필요한 시점이라고 판단된다.

Key Words: Space Vehicle(우주비행체), Reusable Launch Vehicle(재사용 발사체), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Bipropellant(이원추진제), Methane/Oxygen(메탄/산소)

액체추진제 로켓의 비행이 최초로 성공한 1926년 이래로, 로켓추진기관 기술은 괄목할만한 발전을 이루어 왔고 현재까지 약 1,300여종의 액체엔진이 세계 각국에서 설계·제작·시험된 것으로 알려져 있다. 개발 초기단계인 1930년대에는 독일, (구)소련, 그리고 미국만이 그 개발에 몰두하였지만, 오늘날에는 최소 8개국이 로켓엔진기술을 보유하고 있고, 10개국 이상이 관련 기술을 제한적으로 확보하고 있다[1].

현재 운용되고 있는 우주발사체의 주 엔진(main engine)은 Kerosene/LOx 혹은 LH₂/LOx 추진제 조합이 주를 이루고 있으며, MMH(혹은 UDMH)/NTO 및 하이드라진(N₂H₄) 등은 자세 제어용 엔진의 대표적인 추진제로 사용 중이다[2,3]. 20세기 말에 이르러서는 추진기관의 개발·운용에 있어 환경문제 및 추진제 취급안전성, 그리고 경제성 등이 대두되면서 우주기술 선진국을 중심으로 친환경 추진제에 대한 연구요구가 증가하고 있는 추세이다[4]. 최근에는, 달/화성 탐사에 대한 관심이 증대됨에 따라 행성의 현지자원활용(in-situ resource utilization, ISRU)이 가능한 메탄(CH₄)을 추진제로 사용하는 이원추진제 로켓엔진에 대한 연구개발이 활발히 진행되고 있다. 또, 미국항공우주국(NASA)의 탐사시스템구조연구(ESAS)에서도 유인탐사선(CEV) 및 달착륙선 등의 추진기관으로 CH₄/LOx 엔진을 추천하고 있다[5-8].

이러한 세계적인 추세와 더불어 우리나라 또한 2020년을 전후하여 한국형발사체(KSLV-II) 독자개발과 함께 달 궤도선 및 착륙선의 발사성공을 목표로 하고 있으므로, 종래의 우주추진기관은 물론이고 차세대 로켓엔진 개발을 위한 체계

Table 1. Theoretical performance of kerosene and methane in combination with liquid oxygen[9].

Parameter	Kerosene	CH ₄
Mixture ratio	2.77	3.45
T _{chamber} [K]	3,701	3,563
C* [m/s]	1,783	1,838
max I _{sp} [s]	358.2	368.9
Cost	3×CH ₄	-

적인 연구가 그 어느 때보다 필요한 시점이다. 본 논문에서는 대표적인 차세대/친환경 추진제로서 각광을 받고 있는 메탄의 성능특성을 기존의 추진제와 비교/분석하고, 메탄엔진과 관련된 우주기술 선진국의 기술개발 현황을 소개하고자 한다.

2. 메탄 추진제 성능특성

Table 1[9]은 진공환경, 노즐팽창비 40:1, 그리고 챔버압력 6.89 MPa 조건에서 Kerosene/LOx 및 CH₄/LOx 추진제 조합시 얻을 수 있는 주요 이론성능과 생산비용을 비교하고 있다. 메탄을 연료로 적용하는 경우의 연소실 온도(T_{chamber})가 더 낮음에도 불구하고 특성속도(characteristic velocity, C*) 및 비추력(specific impulse, I_{sp}) 성능이 케로신을 앞서는 것으로 평가된다. 케로신은 순도가 로켓 추진제 등급 보다 낮기는 하지만 각종 산업 및 가정용 연료 등으로 널리 활용되는 까닭에 정제/운송에 소요되는 비용이 저렴한데, 메탄은 그 케로신 보다 3배 이상 경제적이

Table 2. Comparison of propellant characteristics[10].

Parameter	N ₂ H ₄	MMH/NTO	LH ₂ /LOx	LCH ₄ /LOx
Specific impulse, I _{sp}	240	323	455	364
Propellant cost (\$/kg)	~ 10 ³	~ 10 ³	~ 10 ¹	< 10 ¹
Toxicity (TLV* ppm)	Yes (0.01)	Yes (3/0.2)	Non-toxic	Non-toxic
ISRU compatibility	No	No	Yes	Yes
Space storable (w/o active cooling)	Yes (heaters)	Yes (heaters)	No	Yes (6m-1yr)

*TLV: threshold limit value

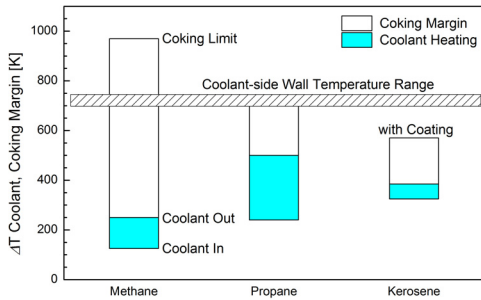


Fig. 1 Coolant heating and margin to coking[13].

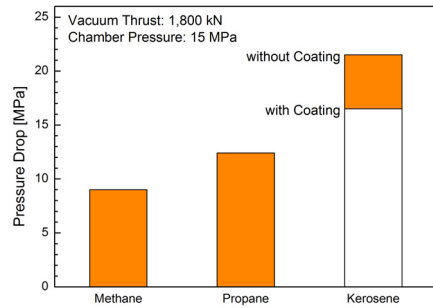


Fig. 3 Main chamber coolant pressure loss[13].

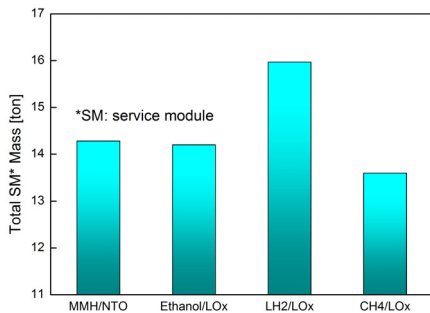
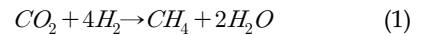


Fig. 2 Total SM mass for pressure-fed configuration[8].

므로[11] 근래의 세계적 관심사인 저비용 추진제로서 적절한 것으로 판단된다. 뿐만 아니라, 향후 30-40년 이내에 고갈될 것으로 예측되는 케로신과 달리 그 매장량이 풍부하고(최소 100년 이상)[12] 타 산업에서의 활용도 또한 증가하는 추세이므로 유관기술 발전에 의한 추가적인 경제효과도 기대된다.

종래의 고성능 추진제인 N_2H_4 , MMH/NTO, 그리고 LH_2/LOx 등과의 특성비교 결과가 Table 2[10]에 요약된다. 비추력은 LH_2/LOx 조합을 제외하면 LCH_4/LOx 의 성능이 가장 우수하고, 경제성은 LCH_4/LOx 가 제시된 비교군에 비해 압도적으로 월등한 것이 재차 확인된다. 이와 더불어, 무독성 추진제인 메탄은 취급이 용이하여 별도의 보호장구류 및 시설 확보/유지보수에 필요한 비용을 절감할 수 있다. 주지하는 바와 같이, 메탄은 청정연소 및 ISRU가 가능하고 coking limit가 높으므로(Fig. 1 참조) 재사용 엔진의 추진제로서도 적합하다[11,13]. 최근, Curiosity

Rover를 이용한 화성탐사 결과에 의하면 메탄의 존재여부가 확실치 않은 것으로 보고되기는 했으나[14], 이는 화성의 극히 일부 구역과 지표면만을 탐사한 결과이고 태양계의 목성형 행성들 대부분은 풍부한 메탄을 보유하고 있어 ISRU의 타당성 있는 탐사대상이 될 수도 있다. 또, Eq. 1[15]과 같이 표현되는 Sabatier process에 의해 이산화탄소(현지자원)와 소량의 수소를 이용하면 메탄의 제조가 가능하므로, 여전히 ISRU에 대한 가능성은 충분하다고 사료된다.



고성능 추진제인 액체수소의 6배에 달하는 밀도를 갖는 메탄은 우주공간에서의 저장성이 탁월하여 별도의 냉장장치를 장착하지 않고도 단기간의 임무수행이 가능하다. 또, CH_4/LOx 추진시스템은 자연발화성 추진제(e.g., MMH/NTO)를 적용하는 경우 보다 추진제 히터의 전력 소모량을 1,000 watt 이상 절약할 수 있고[8], 액체산소와 유사한 열적특성(thermal property)을 지녀 추진제 공급계통의 효율적인 설계 또한 가능하므로 시스템 경량화 측면에서도 유리하다[11,12]. 선행연구에 의하면 추력 22-44 kN 대역의 달착륙선(LSAM) 상부(ascent module) 설계시, CH_4/LOx 가 MMH/NTO 조합과 비교하여 약 450-910 kg의 시스템 질량감소를 기대할 수 있는 것으로 확인되었다[6]. Fig. 2는 CEV 서비스 모듈(SM)의 전체질량을 추진제 조합별로 비교하고 있는 것으로, 전술한 바와 같이

CH₄/LOx가 가장 가벼운 것이 재차 식별된다. 한편, LH₂/LOx는 수소의 저밀도 특성으로 인하여 시스템 질량 측면에서는 매우 불리하다는 사실 또한 관찰된다[8,10].

이 밖에도, 액체메탄은 냉각채널에서의 압력강하량이 작고(Fig. 3 참조), 냉각제(coolant)로서의 성능이 우수하여 재생냉각 방식으로서의 적용이 유리할 뿐만 아니라, 기존의 추진제와 비교하여 안정적인 연소가 가능한 것으로 알려져 있다 [13,16]. 하지만, 그 개발역사가 길지 않은 관계

로 우주환경에서의 안정적인 점화성능, 장기간 임무시 추진제 저장성 등에 대한 지속적인 검증이 필요하다[8].

3. 메탄/산소 로켓엔진 기술개발 동향

현재까지 CH₄/LOx 추진제 조합이 적용된 우주비행체의 비행이력은 없으나, 메탄을 연료로 사용하는 추진기관 개발을 위한 연구가 미국, 러

Table 3. Summary for the development of CH₄/LOx liquid-bipropellant rocket engine.

Country	Manufacture	Model	Stage	Thrust [kN _{vac}]	I _{sp,vac} [s]	Program
USA	NASA [17,18]	HD5	Main	19-22	321	Morpheus
		-	RCE	0.02-0.07	-	
	Aerojet [7,19]	-	Ascent	24.5	355	PCAD
		-	RCE	0.45	317	
	-	-		3.9	-	
	PWR [6]	RS-18	Main	24.5	-	PCAD
	Northrop Grumman [19]	-	RCE	0.45	331	PCAD
	XCOR [19,20]	XR-3M9	1st	0.22	-	SBIR
		XR-5M12	1st	22.3	-	DARPA
	ATK/XCOR [20]	XR-5M15	1st	33	355	PCAD
	SpaceX [21]	Raptor	2nd	2,940	380	-
	Armadillo Aerospace [19,23]	-	-	6.7	-	PCAD, IPP
Dynetics [24]	-	RCE	0.45	-	HMX CE&R	
Orbitec [25]	-	RCE	0.13	-	-	
Russia	NPO Energomash [12,26]	RD-190	1st	1,000	349	Riksha-0
		RD-185	2nd	179	378	
		RD-183	3rd	9.8	360	Riksha-0,1,2
		RD-182	1st	900	353	Riksha-1,2
	KB Khimavtomatiki [26]	RD-0162	1st	2,215	356	Soyuz-5
		RD-0124M	2nd	294	348	
		RD-0141	1st	2,250	353	Urengoi
		RD-0143	2nd	343	372	
KB Khimmash [26]	S5.86.1000	-	75.3	370	-	
EU	Snecma [27]	MX4000	Main	4,000	360	VOLGA
	DLR [9,11]	SE-12	Booster	4,152	348	LFBB
Japan	IHI [28,29]	LE-8	2nd	107	316	GX Rocket



Fig. 4 Morpheus flight test (NASA, USA)[17].

시아, 유럽, 그리고 일본 등지에서 활발하게 진행되고 있다[5,11]. 메탄/산소 로켓엔진의 국가별 개발모델에 대한 목표성능 등을 Table 3에 요약하고, 그 개발현황을 다음에 기술한다.

3.1 미국

3.1.1 NASA

NASA는 Morpheus 프로젝트를 통하여 수직 이착륙이 가능한 저가형(현재까지 개발비용: ~ US\$7M) 행성탐사선 개발을 수행 중에 있다. 최근, 진공추력 22 kN, 진공비추력 321 s를 목표성능으로 하는 HD5 엔진의 지상연소시험을 수행하였으며, 휴스턴의 존슨우주센터 및 케네디우주센터에서 각각 19회 그리고 1회에 걸쳐 크레인을 사용한 시험비행에 성공하였다(Fig. 4 참조). 2012년에는 시제품(prototype)에 대한 자유비행 시험을 최초로 시도하였으나 폭발사고가 발생한 바 있다. Morpheus 프로젝트에서는 진공추력 70 N 이하의 자세제어용 엔진 또한 개발 중에 있다. 뿐만 아니라 Glenn Research Center를 주관 연구기관으로 하는 PCAD(propulsion and cryogenic advanced development) 프로젝트 등과 같은 우주개발프로그램을 통해 유관분야 선도업체들과 다양한 메탄엔진 프로젝트가 진행 중이다[6,17-19,30-32].

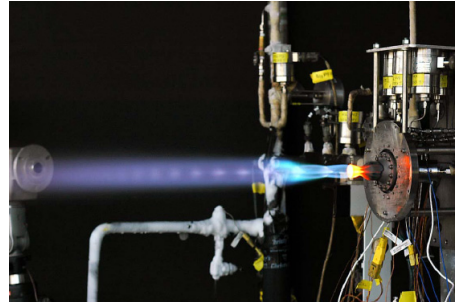


Fig. 5 450 N-class LCH₄/LO_x RCS thruster (Aerojet, USA)[32].

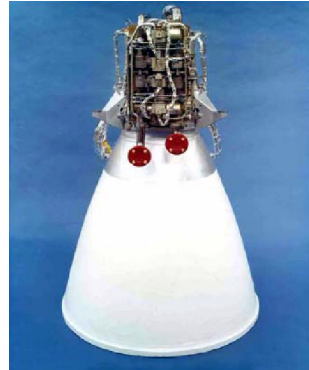


Fig. 6 RS-18 engine (Aerojet, USA)[32].

3.1.2 Aerojet

Aerojet은 자체 연구개발 노력과 더불어 NASA의 주관 하에 메탄 추진제 관련연구를 40 여년 이상 진행한 이력을 가지고 있다. 현재, PCAD 프로그램을 통하여 CEV에 탑재되는 ascent main engine 및 반작용제어시스템(RCS) 엔진을 개발하고 있다. 기 개발된 C₂H₅/LO_x 이원추진제 추력기를 이용하여 3.9 kN급 CH₄/LO_x 엔진의 연소시험에 성공하였으며, 이때 획득한 시험결과를 분석하여 450 N급 메탄 이원추진제 추력기(Fig. 5 참조) 개발에 박차를 가하고 있다[5,19,32,33]. Table 4에 Aerojet에서 2000년 이후 수행된 메탄 추진제 관련성과를 요약하여 나타낸다[5].

3.1.3 Pratt & Whitney Rocketdyne, PWR

NASA의 PCAD 프로젝트 참여기업의 하나인 PWR은 아폴로 달착륙선(LEM: lunar excursion

Table 4. Aerojet methane experience after the year of 2000[5].

Methane application	Year	Results
Ethanol(C_2H_5) to methane conversion (ongoing)	2006	C_2H_5/LOx injector modified to operate with CH_4/LOx
LCH_4/LOx igniter (ongoing)	2006	Ignition characteristics defined experimentally
LCH_4/LOx RCE thruster (ongoing)	2006	Pulsing thruster designed
Methane heat transfer characteristics	2006	Compilation of Russian methane heat transfer information
LCH_4/LOx orbital maneuvering engine (OME) class thrust chamber	2005	Successful hot fire testing at 870 lbf thrust level
LCH_4/LOx booster engine	2003	Engine configuration and operating conditions defined

module)에 탑재되었던 RS-18 엔진(Fig. 6 참조)에 LCH_4/LOx 추진제를 적용하고, 2009년 고고도 지상연소시험을 수행하였다. 참고로, RS-18 엔진은 본래 Aerozine-50/NTO 추진제로 작동되었던 것으로, 별도의 형상 최적화 작업이 배제된 상태로 진행된 시험임에도 불구하고 성공적인 점화성능을 확인하였다[6,19].

3.1.4 Northrop Grumman

Northrop Grumman은 자연발화성 추진제(hypergolic propellant)를 사용하는 엔진 개발경험에 의해 축적된 노하우를 근간으로 450 N급 CH_4/LOx 엔진 개발을 시도하였다. 액체산소 및 액체메탄을 연소실 및 노즐 일부분의 재생냉각 시스템에 적용하여 시험모델을 설계/제작하였으며, 진공모사 연소시험결과 목표성능 규격을 충족시킴이 확인되었다. 특히, 비추력의 경우 목표치인 317 s를 상회하는 331 s의 성능이 확보되었다[19]. Fig. 7에 Aerojet과 Northrop Grumman에서 개발 중인 450 N급 LCH_4/LOx 이원추진제 엔진의 형상을 보인다.

3.1.5 XCOR, ATK(Alliant Techsystems Inc.)/XCOR

메탄/산소 자세제어용 엔진인 XR-3M9는 사설 투자자본에 의해 설계/제작/시험이 시작되었고, 미국 중소기업기술혁신촉진 프로그램을 통해 미 공군의 지원을 받으며(AFRL SBIR Phase I

Contract) 그 연구/개발이 본격화 되었다. Fig. 8에 도시한 바와 같이, XCOR는 2005년 Mojave Spaceport에서 22회의 연소시험(total burn time: 65 s, max burn time: 7 s)을 성공적으로 마쳤다. 또, 미국방위고등연구계획국(DARPA) 프로그



Fig. 7 450 N-class LCH_4/LOx RCS engine developed by Aerojet (left) and Northrop Grumman (right)[19].



Fig. 8 XR-5M15 (ATK/XCOR, USA)[20].

램 계약을 통해 레이아웃 설계 수준의 CH₄/LOx 엔진(XR-5M12)을 개발하기도 하였으나 제작단계까지 진행되지는 못했다. 한편, ATK와 XCOR에 의해 공동 개발된 XR-5M15 엔진은 NASA의 Orion 우주비행체로의 적용을 위해 2007년 개발 시험이 완료되었으나 실제 비행체계로의 탑재 가능성은 불분명하다. 이 엔진은 기존 XR 시리즈인 3M9, 4K5(kerosene/LOx, 8 kN) 모델의 점화장치 및 연료냉각계통 관련기술, 그리고 5M12 개발 과정에서 확보한 메탄냉각 해석기법 등의 기술이 설계에 반영되었고 총 43회의 성능평가가 수행되었다[2,4,20].



Fig. 9 RD-182 (Energomash, Russia)[26]

3.1.6 SpaceX

SpaceX는 재사용가능한 우주발사체 개발을 목표로, CH₄/LOx 엔진의 본격적인 개발에 앞서 Kerosene/LOx를 사용하는 Grasshopper 발사체의 비행시험을 수행하였다. 해당 시험을 통해 시험엔진의 안정적인 비행능력과 작동성능을 검증한 후, 재사용 우주비행체에 적용가능한 화성탐사용 메탄로켓엔진(Raptor)의 개발을 2012년부터 착수하였다. 개발모델에 대한 연소시험이 2014년 Stennis Space Center에서 수행될 예정이며, 엔진의 추력수준(2,940 kN) 및 구조형상 등에 기인하여 시험설비 개선이 진행되고 있는 것으로 알려져 있다[21,22].

3.1.7 Armadillo Aerospace

NASA의 Johnson Space Center는 PCAD와 IPP(innovative partnership program)가 연계된

공동 프로젝트에서 6.7 kN급 LCH₄/LOx 로켓엔진 성능시험을 위해 Armadillo Aerospace사와 계약을 체결하였다. 지상연소시험은 텍사스주에 위치한 Armadillo 소유의 시험설비에서 진행되었고, NASA의 WSTF(White Sands Test Facility)에서는 고고도 모사시험을 수행하였다. 총 10회의 환경모사 시험을 통해 진공환경 점화 특성을 확인하고, 노즐 형상변수에 따른 엔진성능을 검증하였다[19,23,35].

3.2 러시아

러시아의 CH₄/LOx 로켓엔진에 대한 본격적인 연구는 1981년 NPO Energomash에서 시작되었으며, 소·중·대형급 우주발사체(Riksha 시리즈)로의 적용을 위해 추력수준별(10 N - 2,000 kN) 엔진개발 연구가 진행되었다. 러시아에서 개발한 CH₄/LOx 엔진 가운데 대표적으로

Table 5. Performance characteristics of Kerosene/LOx and CH₄/LOx liquid rocket engine being developed by NPO Energomash[12].

Characteristic	RD-191 (kerosene)	RD-192 (methane)	RD-120K (kerosene)	RD-182 (methane)
Vacuum thrust [kN]	2,079	2,138	794-873*	814-902*
Vacuum specific impulse [s]	337	356	334-336*	351-353*
Mixture ratio	2.6	3.5	2.6	3.4
Wet weight [kg]	3,230	3,300	1,433	1,500

*the range is due to the possibility to change the throat diameter and main chamber pressure



Fig. 10 MX4000 (Snecma, France)[27].



Fig. 11 LE-8 engine (IHI, Japan)[29].

RD-182 모델의 형상을 Fig. 9에 도시한다. 종래의 Kerosene/LOx 이원액체추진제 엔진의 요소부품을 메탄 연료와 호환가능 하도록 대체하거나 개량하는 방식으로 개발비용 저감을 도모하였다. 이 때, 케로신과 비교하여 현저히 낮은 비등점을 갖는 메탄의 본질적 특성을 고려하여, 엔진 구성품의 20-30%에 해당되는 연료와의 접촉부가 대부분 교체된 것으로 알려져 있다. 해당연구를 통해 개발된 일부엔진의 개량 전후 성능이 Table 5에 비교되고 있다. 챔버압력 및 엔진형상 등이 동일하게 설계되었음에도 불구하고 로켓엔진의 최우선 성능변수인 추력, 비추력 등에 있어서 메탄 개량형이 기존 엔진의 성능을 앞서는 것이 확인된다. 다만 케로신에 비해 낮은 밀도로 인하여 추진제를 포함하는 엔진 중량이 근소하게 증가되었다[1,12]. KB Khimavtomatiki 및 KB Khim mash 등에 의해서도 CH₄/LOx 추진제를 사용하는 엔진이 다수 개발되었으나 개발 배경 및 역사, 그리고 연구현황 등에 대한 문헌정보가 알려져 있지 않다.

3.3 유럽연합 (EU)

재사용 우주발사체 개발을 위해 유럽연합의 대표적인 상업용 발사체인 Ariane-V의 고체로켓부스터(EAP)를 LFBB(liquid fly-back booster)로 대체하는 연구가 진행 중이다. 엔진의 성능은 물론 경제성, 친환경성, 운용성 등을 고루 만족시킬 수 있는 연료의 선정을 위하여 액체수소, 케로신, 그리고 메탄 등이 그 후보군으로 선택되어

진 상태이다. 예비 적정성 검토(trade-off study) 결과, CH₄/LOx 추진제 조합이 상대적으로 유리한 특성을 갖춘 것으로 분석되고 있다[9,16].

유럽연합은 Ariane 시리즈 개발을 통해 극저온 추진제(LH₂/LOx) 관련기술 수준은 매우 성숙해 있으나, 탄화수소계 연료를 사용하는 로켓엔진의 경우 1960년대 Europa Rocket에 적용된 Rolls Royce사의 RZ.2(Kerosene/LOx) 엔진 이외에는 개발사례를 찾아보기 힘들다. 그러한 이유로, LH₂/LOx 로켓엔진 연구는 자체적으로 수행하고 있지만, Kerosene/LOx 그리고 CH₄/LOx 엔진 개발은 러시아와 협력하여 추진 중이다. 대표적으로, Snecma, DLR 등이 MX4000(Fig. 10 참조) 그리고 SE-12 엔진을 개발 중에 있으며, 차세대 발사체 개발을 위한 로드맵은 다음과 같이 요약된다[3,9,16,27,34].

- 2002-2005: technology and subsystem demonstration
- 2005-2008: engine demonstration, pre-development
- 2008-2015: engine development

3.4 일본

일본 우주항공연구개발기구(JAXA), IHI, 그리고 록히드 마틴이 합작하여 차세대 우주발사체 개발을 위한 GX(galaxy express) 프로그램을 진행한 바 있다. GX 로켓의 1단으로는 추력 4,150 kN급의 RD-180 엔진이, 그리고 2단 엔진의 추진제로는 LNG(liquified natural gas)/LOx 조합

이 결정되었다. 하지만 아쉽게도 2010년 GX 프로그램이 무산되면서 세계최초의 LNG 엔진인 LE-8(Fig. 11 참조)의 비행체 적용은 실현되지 못하였으나, LE-8 개발시 축적한 기술을 활용하여 발사체 상단(upper stage)용 엔진을 개발하고 있다[28,29].

4. 결 론

로켓엔진의 연료로 사용가능한 메탄의 주요특성 및 장단점을 조사/분석하고, 종래의 고성능 추진제와의 성능비교를 통해 실제 비행체로의 적용 가능성을 제시하였다. 또, 우주기술 선진국의 메탄/산소 이원액체추진제 로켓엔진의 기술개발 동향을 소개하였다.

현재, 전세계적으로 환경 친화성과 경제성을 아우르는 추진제의 필요성이 부각됨에 따라 기술선진국을 중심으로 친환경 추진제를 사용하는 차세대 로켓엔진에 대한 연구가 활발하게 진행되고 있다. 최근에는, 달/화성 탐사에 대한 관심이 증대됨에 따라 행성의 현지자원활용(ISRU)이 가능한 메탄을 추진제로 사용하는 이원추진제 로켓엔진의 연구개발이 각광을 받고 있는 추세이다. 액체메탄은 종래의 고성능 추진제와 비교하여 취급이 용이하고 청정연소가 가능할 뿐만 아니라 coking limit가 높고 액체산소와의 조합시 추진제로서의 우수한 성능을 담보할 수 있어 차세대/친환경/저비용 추진제로서 적합하다.

한편, 기존의 액체추진기관은 우주기술 선진국과의 기술격차가 현저하지만 메탄 액체로켓엔진의 경우, 선진국 또한 그 기술성숙도(TRL)가 아직은 그리 높지 않다. 때문에 국내 독자기술에 의한 차세대 엔진개발을 통하여 우주기술 선진국과의 기술격차 해소가 필요한 시점이라고 판단되며, 체계적인 연구가 이루어질 경우 세계시장에서 경쟁력을 갖춘 추진기관 개발 핵심기술의 확보가 가능할 것으로 사료된다.

후 기

본 연구는 한국연구재단을 통해 미래창조과학부 우주핵심기술개발사업의 지원을 받아 수행되었음(NRF-2011-0020890).

References

1. Sutton, G.P., *History of Liquid Propellant Rocket Engines*, AIAA, Reston, VA, USA, 2006.
2. Sutton, G.P. and Biblarz, O., *Rocket Propulsion Elements*, 7th Ed., John Wiley & Sons Inc., New York, NY, USA, 2001.
3. Kim, J.S., Jung, H., Kam, H.D., Seo, H.S., and Su, H., "A Development of the Thrusters for Space-Vehicle Maneuver/ACS and Their Application to Launch Vehicles," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 14, No. 6, pp. 103-120, 2010.
4. Sackheim, R.L. and Masse, R.K., "Green Propulsion Advancement-Challenging the Maturity of Monopropellant Hydrazine," *49th Joint Propulsion Conference*, San Jose, CA, USA, AIAA 2013-3988, July 2013.
5. Neill, T., Judd, D., Veith, E., and Rousar, D., "Practical Uses of Liquid Methane in Rocket Engine Applications," *Acta Astronautica*, Vol. 65, Issues 5-6, pp. 696-705, 2009.
6. Melcher IV, J.C. and Allred, J.K., "Liquid Oxygen/Liquid Methane Test Results of the RS-18 Lunar Ascent Engine at Simulated Altitude Conditions at NASA White Sands Test Facility," *45th Joint Propulsion Conference*, Denver, CO, USA, AIAA 2009-4949, 2009.
7. Marshall W.M. and Kleinhenz, J.E., "Hot-Fire Testing of 100 lbf LO_x/LCH₄ Reaction Control Engine at Altitude Conditions," *JANNAF 57th JPM/7th MSS/5th LPS/4th SPS Joint Subcommittee Meeting*,

- Colorado Springs, CO, USA, 2010.
8. Stanly, D., "NASA's Exploration Systems Architecture Study," NASA-TM-2005-214062, 2005.
 9. Burkhardt, H., Sippel, M., Herbertz, A., and Klevanski, J., "Effects of the Choice Between Kerosene and Methane on Size and Performance of Reusable Liquid Booster Stages," *39th Joint Propulsion Conference*, Huntsville, AL, USA, AIAA 2003-5122, July 2003.
 10. Applewhite J., Propulsion Technology Development Overview, NASA, April 2011.
 11. Burkhardt, H., Sippel, M., Klevanski, J., and Herbertz, A., "Comparative Study of Kerosene and Methane Propellants for Reusable Liquid Booster Stages," *38th Joint Propulsion Conference*, Indianapolis, IN, USA, AIAA 2002-5235, 2002.
 12. Klepikov, I.A., Katorgin, B.I., and Chvanov, V.K., "The New Generation of Rocket Engines, Operating by Ecologically Safe Propellant-Liquid Oxygen and Liquefied Natural Gas (Methane)," *Acta Astronautica*, Vol. 41, No. 4, pp. 209-217, 1997.
 13. Haeseler, D., Mäding, C., Götz, A., Roubinski, V., Khrissanfov, S., and Berejnoj, V., "Recent Developments for Future Launch Vehicle LOx/HC Rocket Engines," *6th International Symposium on Propulsion for Space Transportation of the 21st Century*, Versailles, France, AAAF-02-100, 2002.
 14. Webster, C.R., Mahaffy, P.R., Atreya, S.K., Flesch, G.J., and Farley, K.A., "Low Upper Limit to Methane Abundance on Mars," *Science*, Vol. 342, No. 6156, pp. 355-357, Oct. 2013.
 15. Junaedi, C., Hawley, K., Walsh, D., Roychoudhury, S., Abney, M.B., and Perry, J.L., "Compact and Lightweight Sabatier Reactor for Carbon Dioxide Reduction," *41st International Conference on Environmental Systems*, Portland, Oregon, USA, AIAA 2011-5033, July 2011.
 16. Excoffon, T. and Borromee, J., "Future European Reusable Propulsion Systems," *Proceedings of the International Symposium on Space Technology and Science*, Vol. 23, No. 2, pp. 2558-2563, 2002.
 17. Olansen, J.B., Munday, S.R., Mitchell, J.D., and Baine, M., "Morpheus: Advancing Technologies for Human Exploration," *Global Space Exploration Conference 2012*, Washington, USA, May 2012.
 18. Hurlbert, E.A., McManamen, J.P., Sooknanen, J., and Studak, J.W., "Advanced Development of a Compact 5-15 lb_f LOx/Methane Thruster for an Integrated Reaction Control and Main Engine Propulsion System," *47th Joint Propulsion Conference*, San Diego, CA, USA, AIAA 2011-6113, 2011.
 19. Klem, M.D., Smith, T.D., Wadel, M.F., Meyer, M.L., Free, J.M., and Cikanek III, H.A., "Liquid Oxygen/Liquid Methane Propulsion and Cryogenic Advanced Development," *62nd International Aeronautical Congress*, Cape Town, South Africa, IAC-11-C4.1.5, Oct. 2011.
 20. "LOx-Methane Rocket Engine," retrieved September 29 2013 from <http://www.xcor.com/engines>.
 21. "NASA Stennis Space Center to Test SpaceX Next Generation Rocket Engine Systems," retrieved September 8 2013 from <http://www.collectspace.com/ubb/Forum35/HTML/000607.html>.
 22. "Grasshopper Completes Half-mile Flight in Last Test," retrieved September 29 2013 from <http://www.spacex.com/news/2013/10/16/grasshopper-completes-half-mile->

- flight-last-test.
23. "NASA Methane Engine Test," retrieved October 3 2013 from http://armadilloaerospace.com/n.x/Armadillo/Home/News?news_id=366.
 24. "Oxygen/Methane Reaction Control System Thruster Work," retrieved October 3 2013 from <http://www.dynetics.com/services/space/space-propulsion/oxygenmethane-reaction-control-system-rcs-thruster-work>.
 25. "Orbitec Methane Engine," retrieved September 29 2013 from <http://www.astronautix.com/engines/orbengine.htm#more>.
 26. "Russian/Ukrainian space-rocket and missile liquid-propellant engines," retrieved September 29 2013 from http://www.b14643.de/Spacerockets_1/Diverse/Russian_Rocket_engines/engines.htm.
 27. Berenbach, J., "Future Launchers Preparation," *7th Journées CNES Jeunes Chercheurs*, 2007.
 28. "GX Rocket," retrieved August 9 2013 from http://ko.wikipedia.org/wiki/GX_%EB%A1%9C%EC%BC%93.
 29. "LNG Propulsion System," retrieved September 29 2013 from <http://www.ihico.jp/ia/en/research.html#r02>.
 30. "Morpheus Project," retrieved September 29 2013 from <http://morpheuslander.jsc.nasa.gov/about>.
 31. "NASA Moon Lander Prototype Explode in Test Flight," retrieved October 2 2013 from <http://www.space.com/17025-nasa-morpheus-moon-lander-crash.html>.
 32. Klem, M.D. and Smith, T.D., "Propulsion and Cryogenics Advanced Development (PCAD) Project Propulsion Technologies for the Lunar Lander," *6th Space Technology and Applications International Forum: Space Colonization*, Albuquerque, NM, USA, E-16729, 2008.
 33. Hurlbert, E.A., Romig, K., Collins, J., Allred, J., and Mahoney, J., "Test Report for 870-lbf Reaction Control System Tests Using Liquid Oxygen/Ethanol and Liquid Oxygen/Methane at White Sands Test Facility," NASA-TM-2010-216135, 2010.
 34. "RZ.2 Engine," retrieved October 4 2013 from <http://www.astronautix.com/engines/rz2.htm>.
 35. Comstock, D.A., "Technology Development and Infusion from NASA's Innovative Partnerships Program," *Aerospace Conference, 2008 IEEE*, Big Sky, MT, USA, 9980091, 2008.