

액체 추진기관 기술 동향

이태호^{a,*} · 이창환^b

Review of the Liquid Propulsion Technology

Tae Ho Lee^{a,*} · Chang-Hoan Lee^b

^aReSeat Program, Korea Institute of Science and Technology Information, Korea

^bInformetrics Research Team, Korea Institute of Science and Technology Information, Korea

*Corresponding author. E-mail: ltae0547@reseat.re.kr

ABSTRACT

Liquid-propellant rocket engines are widely used all over the world, thanks to their high performances thrust, in particular high thrust-to-weight ratio. The success rate of the launching of the liquid propulsion is similar to the solid one even though it has more complex mechanical system. In general, liquid propulsion is seemed as a mature technology, the requirements of a renewed interest for space exploration has led to the development of a family of new engines, with more design margins, simpler to use and to produce associated with a wide variety of thrust and life requirements.

초 록

액체 추진제 로켓이 큰 추력과 특히 무게 대비 추력 때문에 세계적으로 널리 사용되고 있다. 액체 추진기관은 기계적으로 복잡한 시스템이지만 발사 성공률은 고체 추진기관과 거의 비슷하게 나타나고 있다. 일반적으로 액체추진기관은 성숙된 기술이지만, 우주 탐험에 대한 새로운 관심은, 추력과 수명 요구의 다양성에 따른 생산과 사용의 간편성, 그리고 설계 마진 등을 갖는 새로운 엔진 종류의 개발을 필요로 하고 있다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), LOx(액체산소), Kerosene(케로신), Pressure-fed System(가압식 공급)

1. 서 론

지난 해 북한은 은하 3호 액체 로켓을 발사하였고, 이 장거리 로켓은 어려운 북한 경제에도 불구하고 성공적인 발사로 세계의 비난과 함께 이목을 집중시킨 바 있다. 한편 우리나라에서는 지난 1월 온 국민이 염원하던 “나로호”가 드디어 성공리에 발사되었다. 그리고 새로 출범하는 정부에서는 2020년 대 초에 달 탐사를 목표로

하고 있다. 이러한 상황에서 세계 여러 나라의 발사체 기술 동향, 특히 액체 추진기관의 기술 동향을 조사하여 향후 우리나라의 연구개발에 참조가 되기를 기대하며 본 조사를 수행하였다.

2. 액체 추진기관의 개발과 특성

액체 추진제를 사용한 시스템이 나타난 것은 로켓 개척 시기인 1926년에 Robert Goddard에 의해서 처음 등장하였고, 그 후 1940년대에 Von Braun과 그의 동료들에 의하여 탄생한 일명 A-4 라고도 알려진 V-2 로켓이 있다. 그리고 진정한 의미의 최초 우주 발사체인 소련의 Sputnik 1이 1957년에 발사되었다. 이후 미국, 유럽 등에서 활발한 연구 개발이 일어나 Titan, Delta, Atlas, Ariane 등이 나타났다. 이와 같은 액체 추진기관과 함께 고체 추진기관도 1950년대부터 이미 활성화 되었는데, 고체 추진기관은 기계적 시스템 상으로 단순한 반면 액체 시스템은 복잡하다[1]. 그러나 이러한 시스템 상의 차이에도 불구하고 개발 과정에서 발생한 실패율은 어느 한쪽이 두드러짐을 보이지 않았다[2]. Fig. 1은 1980년부터 2004년까지의 발사체 실패를 추진체계와 비 추진체계 그리고 추진체계는 다시 액체와 고체 추진기관으로 구분하여 비교한 것인데, 액체가 97.3% 고체가 97.2%로 거의 비슷하게 나타나고 있고, 러시아, 중국, 유럽에서는 액체 추진 시스템이 많이 사용되고 있으며 특히 중국과 러시아

는 거의 액체 시스템만이 발표되어 있다[2,3].

그리고 Fig. 2에는 1957년부터 2004년까지의 국가별 우주 발사 성공률을 백분율로 표시한 것인데 구소련을 포함한 러시아가 발사 회수 2900 회로 제일 많고, 성공률도 93.5%로 제일 높다.

그 뒤가 미국으로 1400회를 상회하고 있다. 자료 중에 2회 이하 발사국인 영국, 브라질, 호주, 등을 제외하면, 인디아, 이스라엘은 성공률이 60%대이어서 개발 중에는 성공률이 낮음을 간접적으로 추론할 수 있다.

3. 액체 추진제 및 산화제

발사체용 추진기관에 사용하는 액체 추진제는 중력 가속도를 이겨내는 큰 추력과 함께 추진제 질량을 줄이기 위해 비추력이 커야한다. 우주 발사체용으로 사용하는 것은 우주에서 사용하는 추진시스템에 비하면 단시간의 추력과 큰 비추력을 고려하여, 극저온(cryogenic) 추진제가 선호되고, 비 우주 응용에 적용하는 것은 하이드라진(hydrazine)과 질산의 결합과 같은 저장성 추진제가 이용되는데 이것은 발사 준비시간이 수 분에서 수 시간으로 짧은 것이 이점이다. 우주선 추진제는 신뢰성과 장기간(수 년)의 임무 수명을 고려하여 저장성과 자동 점화성(hypergolic) 특성을 갖고 있다[4-6].

Table 1은 대표적인 액체 추진제 특성을 비교한 것이다[7]. 이런 추진제 연료를 특성상 석유

	PROPULSION						NON-PROPULSION			TOTAL		
	Solid Rocket			Liquid Rocket			Success Failure 25 yrs (%)			Success Failure 25 yrs (%)		
	Success	Failure	25 yrs (%)	Success	Failure	25 yrs (%)	Success	Failure	25 yrs (%)	Success	Failure	25 yrs (%)
U.S.	412	6	98.6	471	10	97.9	548	15	97.3	532	31	94.5
CIS/USSR	5	1	83.3	1,463	35	97.7	1,508	29	98.1	1,472	65	95.8
Europe	81	0	100.0	153	9	94.4	162	1	99.4	153	10	93.9
China	0	2	0.0	72	3	96.0	77	3	96.3	72	8	90.0
Japan	43	2	95.6	29	2	93.5	47	1	97.9	43	5	89.6
India	13	1	92.9	9	1	90.0	15	3	83.3	13	5	72.2
Israel	4	1	80.0	--	--	--	5	1	83.3	4	2	66.7
Brazil	0	2	0.0	--	--	--	2	0	100.0	0	2	0.0
N. Korea	0	1	0.0	0	0	--	1	0	100.0	0	1	0.0
TOTAL	558	16	97.2	2,197	60	97.3	2,365	53	97.8	2,289	129	94.7

Fig. 1 Success and failure for world space launches.

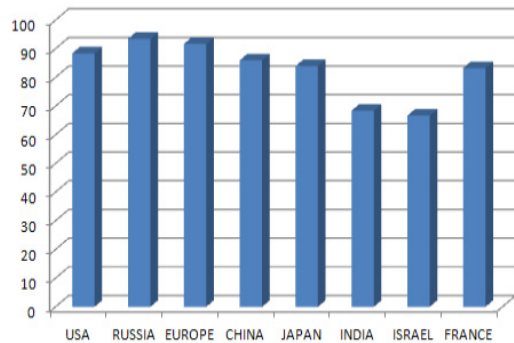


Fig. 2 Success rate for space launches.

Table 1. Characteristics of typical liquid propellants.

Oxidizer	Fuel	t_{of} [-]	I_{sp} [s]	ρ [kg/m ³]
LO ₂	kerosene	2,77	358	820
	LH ₂	4,83	455	700
	LCH ₄	3,45	369	430
N ₂ O ₄	UDMH	1,95	342	791
	MMH	2,37	341	880
	UH25	2,15	340	850

(petroleum) 계열, 극저온(cryogen), 자연 발화 연소성 연료인 접촉 발화성 추진제(hypergol)로 구분하기도 한다[6,8]. 석유는 원유를 정제한 것이거나 탄화수소의 복합 혼합물인데, RP-1로 불리는 정제된 등유(kerosine)가 미국에서 사용되었고, 산화제로는 액체 산소를 사용하였다. 등유는 극저온 연료 보다는 낮은 비추력을 나타내고 있으나, 일반적으로 접촉 발화성 추진제보다는 좋다. 극저온 추진제로는, 연료로 액체 수소(LH₂)와 산화제로 액체 산소 (LO₂, LOX)를 주로 사용하는데, 수소는 -253 °C 산소는 -183 °C에서 액체 상태로 존재한다. 이러한 저온 특성 때문에 장기간의 발사 준비 동안, 상태를 유지하는 문제와 낮은 밀도(0.071g/ml)로 큰 저장 체적이 필요하기 때문에 군용으로서는 적합하지 않다. 그러나 이것이 문제가 되지 않으면, 다른 로켓 추진제 보다는 비추력이 30-40% 높아 효율적이다. 또 다른 극저온 추진제 연료로 액체 메탄(-162 °C)이 바람직하다[8,9]. 이것은 LOX/LH₂ 만큼의 큰 체적은 필요하지 않고, 저장성 추진제보다 좋은 성능을 낼 수 있다. 특히 Titan 탐사에서는 표토층을 싸고 있는 메탄가스의 현장 사용이 접혀지고 있어 사용 가능성이 높다[10]. 그러나 비행역사나 지상 시험은 아직은 제한적이다. 접촉 발화성 추진제는 점화 소스가 필요 없이 접촉만으로 동시에 점화가 되는 것으로 시동과 재시동이 쉬워 우주선 조종 시스템에 이상적이고 연료는 상온에서 액체 상태로 존재하고 있어 극저온 추진제와 같은 저장 문제는 없지만 매우 독성이 강하다. 여기에 속하는 연료로는 하이드라진, 모노-메틸 하이드라진(MMH), 비대칭 2메틸 하이

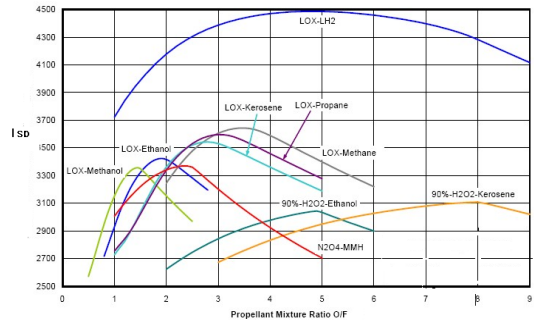


Fig. 3 Ideal specific impulse of various propellants combinations.

드라진(UDMH) 등이 있다. 하이드라진이 로켓 성능 면에는 제일 좋으나 냉매 관점으로는 높은 빙점(freezing point)으로 불안정하다. MMH가 우주선 응용의 추진제로 빙점 관점에서 안정되고 좋은 성능을 갖고 있다. UDMH도 우주 발사체에 적용되고 있으며, UDMH와 하이드라진을 50 대 50으로 혼합한 Aerozine 50이 안정성과 좋은 성능을 나타내고 있다. 여기에 사용하는 산화제로는 4산화질소(NTO; Nitrogen tetroxide)나 질산이 있다. 미국에서 사용하는 적연 질산으로 알려진 IRFNA (Inhibited red fuming nitric acid)는 질산 14%, N₂O₄ 1.5-2.5%, 물 0.6%, HF (부식 방지제로 첨가)로 구성되어 있다. 그 외에도 NTO에 혼합 산화질소(MON; mixed oxides of nitrogen)를 포함시킨 것들도 있다. 1954년 군용으로 미국에서 처음 IRFNA를 사용하였고 1955년에는 UDMH가 사용되었다. Titan 계열 발사체와 Delta II 로켓의 2단에 NTO/Aerozine 50 추진제가 사용되었으며, NTO/MMH는 우주 왕복선 궤도선의 궤도 조종 시스템(OMS: orbital maneuvering system)과 반응 제어시스템(RCS: reaction control system)에, 그리고 IRFNA/UDMH는 군용으로 사용되기도 하였다[5,6,7,11]. Fig. 3은 이러한 액체 추진제들의 조합과 비추력을 표시한 것이다[7].

이 외에도 로켓 개발 초기에는 알코올이 사용된 적이 있다 독일의 V-2 미사일에는 LOX와 알코올이 사용되었으나, 효율적인 연료의 대두로 현재는 사용되지 않고 있다. 산화제로 과산화수

소(Hydrogen peroxide)가 관심을 끌며 영국의 Black Arrow 로켓에 사용되었었다[5,8].

4. 액체 추진기관 현황

미국에서는 액체 산소와 RP-1을 사용한 추진체가 Atlas와 Delta II 발사체의 1단 부스터에 사용되었고, Saturn 1B와 Saturn V 로켓 1단에도 사용하였다[8,12]. 액체 산소/액체 수소의 추진체가 우주 왕복선 주 엔진에 사용되었고, Saturn V와 Saturn 1B의 상단에, Centaur 상단에도 적용되었다. 1960년대 초에 프랑스에서는 액체 산소/액체 수소의 극저온 추진체를 사용하여 HM 4를, 러시아에서는 RD 56과 57을 개발하였다. 일본도 상단 적용을 위하여 처음에 극저온 엔진 LE-5를 개발하였다[11].

2차 세계 대전 중에 독일에서는 질산을 사용하는 저장성 액체 추진체를 사용한 미사일을 사용하였고 이 기술은 현재 프랑스의 Mirage 3 요격기 SEPR(SEPR-844)에 재사용 로켓 엔진에 적용되고 있다. SEPR-844는 841에서 사용한 TX2 대신에 TR0, 또는 TR4라고 부르는 등유를 사용하고 있으며 질산은 스테인레스 강으로 만든 탱크에 저장한다. TX2는 tri-ethylamine and xylylidine binary mixture이고 질산과 자연 점화성을 갖고 있다[13]. 미국에서도 더 강력한 저장성 추진체를 개발하여 지난 50여 년간 공군에서 사용하였는데, Titan I-IV에 사용한 LR87과 LR91이 이 계열의 추진체로 Aerojet에서 개발하였으며 N_2O_4 와 Aerozine-50이 사용되었고 Delta 2 로켓에도 적용하였다[11]. 그리고 IRFNA/UDMH는 미 육군의 전술 미사일 Lance(1972-91)에 사용되기도 하였다. 유럽에서 적용된 저장성 추진체 계열의 로켓은 탐사 로켓(sounding rocket) Veronique와 Vesta, 그리고 Diamant 발사체 1단 사용한 엔진으로 Vexin(질산과 테레빈유)과 Valois(N_2O_4 와 UDMH)가 있고 Europa 발사체 2단에 프랑스에는 개발한 Coralie, 독일에서 설계한 3단의 Astris도 저장성 추진체를 사용하였다. 또 현재 EADS Astrium St에서 적용한 Ariane 5 상단의

AESTUS는 NTO/MMH를 사용하고 있다. Ariane 1-4에 사용한 Viking 엔진도 1100 개 이상 제작된 성공한 저장성 추진체 계열의 로켓이다[11,14,15]. 그리고 인도의 PSLV와 GSLV 2단에 Vikas에서 생산하고 있는데 Viking과 유사하고, 연료로는 UDMH, 산화제로는 N_2O_4 를 사용하고 있다[11,16,17].

한편 이러한 로켓 개발에서 가스 발생기를 사용하여 큰 압력의 엔진을 개발하기 시작하였는데, 실제로는 여러 단(staged)으로 구성하여 해결하였다. 초기에 단 연소는 독일 MBB (Messerschmitt-Boelkow-Blohm GmbH)와 러시아에서 수행하였다. 1960년대 말기에 독일 Ottobrunn의 MBB에서 고 압력 연소실을 설계할 수 있는 새로운 기술을 개발하였다. 연마된 냉각 채널을 갖고 있는 구리 내벽이 니켈 구조 재킷과 연결되도록 하는 것이다. 액체산소/액체수소의 MBB/Rocketdyne 합작 프로젝트에 이 획기적인 기술을 적용하였고, 이 재생 냉각 기술이 Ariane 1-4 발사 3단의 HM7 엔진에, 후에 VULCAIN, AESTUS와 VINCI에 사용하였다. 프랑스의 Snecma가 주도적 역할을 하고 있다 [18].

Rocketdyne에서 개발한 SSME(Space Shuttle Main Engine)는 이 기술을 이용한 1단 연소의 극저온 엔진이다. 오늘날 사용되는 대부분의 러시아 엔진도 이 형태로 RD253, RD 275는 UDMH/NTO를 RD 171, RD 180 (Fig.4), Rd



Fig. 4 RD-180 (PWR).

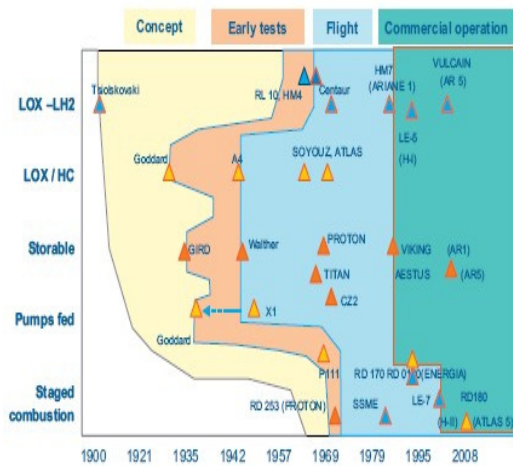


Fig. 5 Liquid propulsion milestones.

190은 LOX/등유 (Zenith, Atlas 5, Angara)를 사용하고 있다[7,11].

일본에서도 이 냉각 기술이 개방 확장 엔진 (Open expander engine) LE-5B에 응용되어 H-II와 H-IIA에서 견고성과 신뢰성을 보여 주었다. 견고성과 경비를 감소시킨 큰 저온 엔진으로 미국의 RS68과 유럽의 Vulcain 2, 그리고 유럽과 일본의 LE7A들이 상용으로 개발되고 있다. Fig.5는 이러한 액체 추진기관들에 대하여 전반적인 마일스톤을 표시한 그림이다[11].

5. 액체 추진기관 동향

추진기관의 차세대용으로는 우선적으로 기존의 소모성 발사체들의 개량을 생각할 수 있는데, 상단의 극저온 엔진 즉 유럽의 Vinci, 미국과 일본의 MBXX 그리고 러시아의 RD0146들이 여기에 해당되고, 유럽의 FLPP(Future Launchers Preparatory Programme)에 의하면 2020-2025의 차세대 발사체 NGL에서는 상단 추진제로 극저온, LOX-메탄, 저장성을 두고 논쟁중이다[9,19].

미래의 액체 추진에 대하여 유럽에서는 소형과 중형 발사체의 trade-off에 초점이 맞추어진 반면 일본은 전 타입의 발사체를 고려하고 있다. 탄화 수소 특히 메탄이 큰 연료 밀도, 높은 비등점,

취급과 안전에 장점으로 상대적으로 수소보다 관심이 커지고 있다.

미국은 Ares I과 V의 개발이 유인 우주 운송과 함께 대두되기 시작하여, Aerojet에서 인간 운송용 Orion 서비스 모듈을 위한 압력 공급 (pressure-fed)형 엔진을 개발 하고 있다[11,20]. 이것은 저장성 추진제를 사용하는 우주선 궤도 운용 엔진(Space Shuttle Orbital Maneuvering Engine)에 기초를 두고 있다. 2006년 NASA는 Ares I과 V의 상단 조립을 Boeing 회사에, 설계는 Pratt &Whitney Rocketdyne을 선정하여 J-2X 엔진의 개발과 시험을 하였다. Ares V의 부스터는 현재 Delta IV발사체에 사용 중인 RS-68 극저온 엔진의 개량형을 사용할 것이다. 또 NASA에서 달 탐사의 하강 단계 수소 펌프 공급 (pump-fed) 성능 급의 엔진 필요를 인지하고, 두 가지 선행 연구를 수행 중인데, CECE(common extensible cryogenic engine) 프로그램에 의한 큰 교축 기술을 Pratt &Whitney Rocketdyne에서, 그리고 Northrop Grumman은 핀틀 분사 기술을 통한 LOX/수소 추진을 기초로 한 교축 기술을 추구 중이다. NASA의 PCAD (Propulsion and Cryogenic Advanced Development) 프로그램에서는 액체산소와 액체 메탄을 사용한 달 상승용을 조사하는데, Aerojet이 개발 중이고, LOX-Liquid Methane의 RCS도 성공적으로 완료 했는데 이것은 독성을 해결한 것이다[11,21-26].

우주 발사체의 부스터에는 미 공군이 Delta 발사체에 PWR에서 생산하는 RS-68과 러시아의 NPO-Energomash에서 생산한 RD-180이 있는데, Atlas 발사체에는 NPO-Energomash가 PWR과 합작회사로 공급한다[27,28].

미국 공군 시스템의 다음 세대 기술 준비 IHRPT(Integrated High Payoff Rocket Propulsion Technology) 프로그램에서 추구하는 것으로 1단계에서 PRW와 Aerojet에서 새로운 수소/산소 추진기관을 성공적으로 데모 하였고, IHRPT 2 단계에서는 농후 산소의 등유/산소 단 연소 사이클을 Aerojet에서 연구 중이며[29], 한편으로는 단일 추진제(mono-propellant) 하이 드라진 엔진을 Ares의 롤(roll) 제어용으로

MR-80시리즈를 성공적인 시험을 마쳤다[6,29]. 또 Orbitec(Orbital Technologies)에서는 액체산소/액체부탄을 Forward 1 와류 재사용 엔진으로 계속 개발할 것이다.

유럽에서는 ESA(European Space Agency)와 국가의 우주 연구소들의 합작으로 Ariane 5의 개량과 Vega 개발을 완료한다. 또 Arine 5 개량은 Vinci의 산소/수소 확장 엔진의 새로운 상단 극저온 엔진을 연구할 것인데, 프랑스의 Snecma에서 제작한다[18]. Vega는 Avum (Attitude & Vernier Upper Module)의 저장성 4단과, 단일 추진제 하이드라진의 롤 자세 제어의 RACS 합격을 목표로 할 것이다[19,30]. ESA의 FLIPP으로 Vinci의 확장 상단 엔진이 계속 될 것인데, 성능과 발사 명세가 향상된 것이다. 전체적인 시스템 설계는 프랑스의 Snecma에서 책임지고 수행한다. Vulcain X 프로그램은 프랑스의 CNES(French Space Agency)가 시작하여 유럽 레벨로 확대된 것인데, 유럽의 액체 추진시스템을 사용한 선도 프로그램의 하나이다. 이것은 Vulcain 2와 Ariane 5의 주 엔진에 사용되고, 스웨덴의 Volvo Aero에서는 첨단 용접과 금속 침전 등의 샌드위치 기법으로 노즐을 개발하고 있다. CNES는 장래의 ELV(European Launch Vehicle) 1단에 액체산소/액체수소와 액체산소/메탄이 경합을 벌리고 2단은 액체산소/액체수소가 해결책으로, 그리고 복합재료가 구조물과 탱크 엔진 등에 고려되고 있다[31]. 또 나노/마이크로 급 발사체에 "green" 저 경비의 상단 추진 시스템도 연구하고 있다. 독일은 액체산소/액체수소 연소와, 액체산소/메탄 연소 그리고 메탄/산소 연소와 단(staged) 연소의 분사, 점화, 분무화, 고압 연소, 연소 불안정성, 재생 냉각 등 세부 기술 연구를 수행하고 있다. 이태리도 액체산소 탄화수소 엔진에 관한 활동을 하고 있으며, 연료와 산화제의 공통 격벽 사용도 연구하고 있다[11,32].

일본은 H-IIA 로켓의 생산과 운영을 2007년 4월 발사 시장에 들어간 후 JAXA(Japan Space Agency)에서 MHI(Mitsubishi Heavy Industry)로 넘겼다. 차세대 발사체로 "LE-X"라고 부르는 100톤 급 엔진을 JAXA에서 진행하고 있다. 액체

산소/액체수소 교축 엔진을 "탐험(exploration) 추진기관"으로 개발 중이다. 또한 액체산소/LNG 엔진을 개발 중인데, GX 로켓 2단에 가스발생기로 터보펌프와 사용할 것이다[11,32,33].

중국은 LM(Long March) 5를 개발 중이며 1200 kN의 액체산소/등유 부스터와 500 kN의 액체산소/액체수소 상단 엔진에서 시작하였었다. LM(Long March) 5는 Ariane 5와 Delta 4 급으로 2014년 가동을 목표로 한다[34-37]. 인도에서는 GSLV와 PSLV 발사체를 개선하고 있는데 200kN 추력의 가스 발생기 상단 극저온 엔진을 개발하고 있다[16-17].

6. 결 론

일반적으로 부스터를 포함한 지상 발사의 코어 엔진에는 케로신 계열의 연료와 액체 산소를 산화제로 하는 추진제가 선호되며, 비추력과 고공에서의 발사 등을 고려한 극저온 추진제가 사용되었다. 하이드라진을 위시한 저장성, 접촉 발화성 추진제는 군사용이나 우주선에서의 추진제로 사용되는 것이 일반적이다. 기본적으로 액체 추진제는 그간의 연구 개발로 신 개념의 추진제 보다는 전반적으로 신뢰도(발사 성공률), 비용 감소, 획득성, 개발기간 감소와 추력과 비추력을 고려한 성능과 수명의 향상 등에 주력할 것이다. 미국은 NASA의 계획 등에서 보듯이 CECE의 교축을 포함한 액체산소/수소 추진제 연구 개발과 메탄 연료도 PCAD에서 수행하고 있다. 우주선의 궤도 운용에는 저장성 추진제에 기반을 두고 있고, 액체 부탄과 농후 산소의 등유/산소 등도 연구하고 있으며, 유럽에서는 프랑스의 액체산소/수소 추진제를 필두로 독일, 이태리 등에서도 극저온 추진제로 메탄과 탄화수소 등에도 관심을 갖고 있으며, 그 외에도 일본, 중국, 인디아 등 대부분의 선진 우주국에서는 극저온 추진제에 주력하고 있다. 스웨덴의 용접 기술 등은 냉각 기술에, 그 외에도 복합재료 구조물과 탱크 등의 하드웨어에도 큰 진전이 이루어질 것이다.

후 기

이 논문은 미래창조과학부의 과학기술진흥기금과 복권기금 출연사업으로 한국과학기술정보연구원이 수행하는 ReSEAT 프로그램의 지원으로 수행 되었습니다

References

1. Lee, T.H., "Review of the Solid Propulsion Trend in the Launch Vehicle(1)," *Journal of the Korean Society Propulsion Engineers*, Vol. 6, No. 5, pp. 97-107, 2012.
2. Madonald, A.J., "Solid Rocket Motor Failure," AIAA/SRTC 2008 short course advanced solid rockets, *44th AIAA Joint Propulsion Conference*, Hartford, CT., 2008.
3. Leonard, B. et al, "Liquid propulsion considerations in projecting launch vehicle failure probabilities," AIAA-92-1334, March, 1992.
4. Sutton, G.P. and Oscar, B., *Rocket Propulsion Elements*, 7th ed., John Wiley & Sons Inc., 2001.
5. "Liquid rocket system," retrieved April 7 2013 from <http://www.lr.tudelft.nl/en/organisation/departments-and-chairs/space-engineering/space-systems-engineering/expertise-areas/space-propulsion/propulsion-options/chemical-rockets/liquid/>
6. Edwards, T., "Liquid Fuels and Propellants for Aerospace Propulsion: 1903-2003," *Journal of propulsion and power*, Vol. 19, No. 6, 2003.
7. Haidn, O.J., "Advanced Rocket Engines," Institute of Space Propulsion, German Aerospace Center (DLR) 74239 Lampoldshausen, Germany, 2013.
8. "Rocket & Space Technology," retrieved April 7 2013 from <http://www.braeunig.de>
9. Burkhardt, H. et al, "Comparative study of kerosine and methane propellant engines for reusable liquid booster stages," *4th International Conference on Launcher Technology "Space Launcher Liquid Propulsion"*, 3-6 December 2002 - Liège (Belgium), 2002.
10. Genta, G. et al, "Preliminary assessment of a small robotic rover for Titan exploration observation," *Acta Astronautica*, 68, pp. 556-566, 2011.
11. Caisso, P. et al "A liquid propulsion panorama," *Acta Astronautica*, Vol. 65, Issues 11-12, pp. 1723-1737, December 2009.
12. Schweikle, D. and Simpson, J., "The expanded delta launch vehicle family with a status on the new Delta IV," *Acta Astronautica*, Vol. 48, Issues 5-12, pp. 451-459, March-June 2001.
13. Grosdemange, H. et al, "The SEPR 844 Reusable liquid Rocket Engine for Mirage Combat Aircraft," AIAA 90-1835, *AIAA 26th Joint Propulsion Conference*, July 16-18, Orlando, FL., 1990.
14. Schmitt, D. et al, "59th International Astronautical Congress - Glasgow 2008: Session D2.1.6 - Launch vehicles in service or in development, Ariane 5 - Program status," *Acta Astronautica*, Vol. 66, Issues. 5-6, pp. 871-882, 2010.
15. "Ariane 5," retrieved April 10 2013 from http://en.wikipedia.org/wiki/Ariane_5
16. Suresh, B.N. "Roadmap of Indian space transportation," *Acta Astronautica*, Vol. 64, pp. 395-402, 2009.
17. Vassant, G. an Suresh, B.N., "History of recketry in India," *Acta astronautica*, Vol. 65, pp. 1515-1519, 2009.
18. "Snecma Space Propulsion Business," Snecma Safran Group, ESTEC, 2006.
19. Letourneur, Y. et al, "Status of next

- generation expendable launchers concepts within the FLPP program," *Acta Astronautica*, Vol. 66, pp. 1404-1411, 2010.
20. Sumrall, J.P. and Creech, S., "Update on the Ares V to support heavy lift for U. S. space exploration policy," *Acta Astronautica*, Vol. 66, pp. 1133-1145, 2010.
 21. Stanley, D., "A space transportation architecture for the future," *Acta astronautica*, Vol. 47, pp. 265-274, 2000.
 22. Mankins, J.C., "Highly reusable space transportation," *Acta astronautica*, Vol. 51, pp. 727-742, 2002.
 23. Conley, D. et al, "Evolved expendable launch vehicle," *Acta astronautica*, Vol. 53, pp. 577-584, 2003.
 24. Elliot, J. and Alkalai, L., "A low cost concept enabling multi-lander lunar science and exploration mission," *Acta astronautica*, Vol. 66, pp. 269-278, 2010.
 25. Grimard, M., "Will the US remain the leader of human space exploration? A comparative assessment of space exploration policies," *Acta Astronautica*, Vol. 75, pp. 1-14, 2012.
 26. Cremic,, T. et al, "NASA's in space propulsion technology project overview and mission applicability," NASA Glenn Research Center, IEEEAC p. 1481, 2007.
 27. Lawrence G., "Development and Characteristics of the Russian/American Rd-180 Rocker Engine," retrieved April 10 2013 from <http://www.pwrengineering.com/daresources/rd-180-pres-052002.pdf>
 28. Ellis, R.A., "An example of successful international cooperation in rocket motor technology," *Acta Astronautica*, Vol. 51, pp. 47-56, 2012, pp. 1-14, 2012.
 29. Glaittili, S.R., "IHPRPT phase 1 solid booster demonstrator, success story," AIAA pp. 2001-3451, 2001.
 30. "Vega Rocket," retrieved April 10 2013 from http://www.esa.int/Our_Activities/Launchers/Vega_rocket_ready_for_first_flight
 31. Calabro, M. et al, "ELV: Pressure-fed LO_x/LH₂ upper stage," *Acta Astronautica*, Vol. 64, pp. 1015-1020, 2009.
 32. Szelinski, B. et al, "Development of an innovative sandwich common bulkhead for cryogenic upper stage propellant tank," *Acta Astronautica*, Vol. 81, pp. 200-213, 2012.
 33. Guery, J-F et al, "Solid propulsion for space applications: An updated roadmap," *Acta Astronautica*, Vol. 66, pp. 201-219, 2010.
 34. Shilu, C., "Progress and Development of Space Technology in China," *Acta Astronautica*, Vol. 46, No. 9, pp. 559-563, 2000.
 35. Cyranoski, D., "China unveils its space station," *Nature*, Vol. 473, No. 7345, pp.14-15, 2011.
 36. Cyranoski, D., "China forges ahead in space," *Nature*, Vol. 479, pp. 276-277, 2011.
 37. Ninching, Z., "A personal viewpoint on the development of China's liquid propellant rocket engines," AD-A254 104, Aug., 1992.