

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(2), 165-172(2014)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.2.165>

액체 추진제 동향 리뷰

이태호*

Review of the Liquid Propellants

Tae Ho Lee*

ReSeat Program, Korea Institute of Science and Technology Information*

ABSTRACT

This study was focused on the investigation of the liquid propellants for the launch vehicle, past, present and future trends in worldwide. In general, storable and hypergolic propellants are used for the military purposes and comparing to this, the kerosine fuel and cryogenic propellants are used for the launching systems. Although 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

본 논문은 발사체용 액체 추진제에 대하여 과거, 현재 미래의 추세에 대하여 초점을 맞추어 조사하였다. 일반적으로 저장성, 하이퍼골릭 추진제는 군사용으로 사용되고, 케로신 계열과 극저온 추진제가 발사체용으로 사용되는 추세이다. 액체 추진기관은 성숙된 기술로 볼 수 있지만, 우주 탐험에 대한 새로운 관심은 새로운 엔진의 개발과 함께, 좀 더 많은 설계 마진, 그리고 다양한 추력과 수명 요구와 관련하여 사용과 생산에 간편한 방향으로 나아가고 있다.

Key Words : Cryogenic Propellant(극저온 추진제), Storable Propellant(저장성 추진제), Launching Success Rate(발사 성공률), LOX(액체산소)

1. 서 론

지난 1월 온 국민이 염원하던 “나로호”가 드디어 성공리에 발사되었다. 한편 북한은 지난 해 은하 3호 액체 로켓을 발사하였고, 이 장거리 로켓은 어려운 북한 경제에도 불구하고 성공적인 발사로 세계의 비난과 함께 이목을 집중시킨 바 있다. 북한의 경우에 군사용 목적을 위장한 발사임은 의심할 나위가 없으며, 여기에 사용한 액체

추진제가 이에 부합하고 있다. 한편 우리의 경우에는 발사 전, 문제 발생에 의한 발사 지연을 제외하고라도 두 차례의 실패 후 세 번째 만에 성공하였다. 흔히 말하는 우주 클럽(Space Club)에 북한이 작년 12월 확실히 10 번째로 가입된 형편이나 우리는 러시아 기술에 의한 의존도로 반쪽만의 회원인 된 것이지도 모른다. 새로 출범하는 정부에서는 2020년 대 초에 달 탐사를 목표로 하고 있다. 이러한 상황에서 세계 여러 나라의

† Received: June 28, 2013 Accepted: December 26, 2013

* Corresponding author, E-mail : ltaho0547@reseat.re.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

발사체 기술을 액체 추진제를 중심으로 동향과 발사 실패 현황 등을 조사하여 향후 우리나라의 연구 개발에 참조가 되기를 기대하며 본 조사를 수행하였다.

II. 액체 추진제 기술

최초의 액체 추진 로켓은 Robert Goddard에 의해서 1926년 3월에 시작되었고, 그는 가솔린을 연료로, 산화제로는 액체 산소(LOX)를 사용하였다. LOX와 비저온(non-cryogenic) 질산이 초기의 통상적인 산화제였으며 연료로는 여러 종류가 사용되었다[1]. 2차 세계 대전 중에 로켓은 많은 발전이 있었고, 대표적으로 독일의 A-4(일반적으로 V-2로 알려진)가 놀랄만한 진전이 이루어진 것으로, 이를 계기로 지구 궤도 도달과 귀환 가능성을 보여 주었다. 연료는 75% 알코올과 물을 혼합한 것이었으며, 산화제는 LOX이었다. 알코올과 물의 혼합물 사용은 화염 온도를 낮추어 주어 연소실의 장기간 연소에 도움이 되었다[1,2]. 1940년대에 군사용으로 액체 연료를 사용한 미사일이 개발되었는데, 저장성 비극저온 추진제가 사용면과 준비성에서 대두되었고, 가장 보편적인 저장성 산화제로는 질산이, 그리고 저장성 연료로는 탄화수소 계열로서 가솔린, 제트 연료 등이 사용되었다. 그러나 탄화수소/질산의 결합 추진제는 시동에 어려움이 있었고, 연소 불안정성의 문제가 있었는데, 후에 아닐린과 히드라진과 같이 질산과 접촉에 의해서 자연 발화되는 하이퍼골릭(hypergolic) 추진제로 해결되었으며[1,2,3], 저장성 산화제로는 사산화질소(nitrogen tetroxide)가 질산을 대체하였다. 이차 세계대전 이후 미국과 소련은 장거리 로켓을 개발하였는데, 소련은 케로신과 LOX를 사용한 추진제로 만든 R-7 다단 로켓으로 인공위성을 궤도에 올렸고, 최초 유인 우주 발사를 하였으며, 1960년대의 X-15는 액체 암모니아와 LOX를 사용한 것이었다. 로켓 추진제의 선택의 어려움은 Saturn V 발사에서 잘 나타나고 있는데, Saturn V/Apollo에는 3종의 추진제와 5가지 추진 시스템을 사용하였다. 즉 1단 부스터 엔진은 RP-1 케로신과 LOX, 2, 3단 엔진에는 LH₂/LOX를, Apollo 명령 모듈과 달의 하강 상승, 그리고 자세 제어에는 사산화질소 산화제와 수 중의 히드라진 연료를 사용하였다. 이 시기에는 우주선에도 저장성 추진제가 사용되었으며, 히드라진을 단일 추진제로도 사용하였다. 1981년에 우주왕복선이 처음 비행하였는데, 우주왕복선은 LH₂/LOX를 재사용

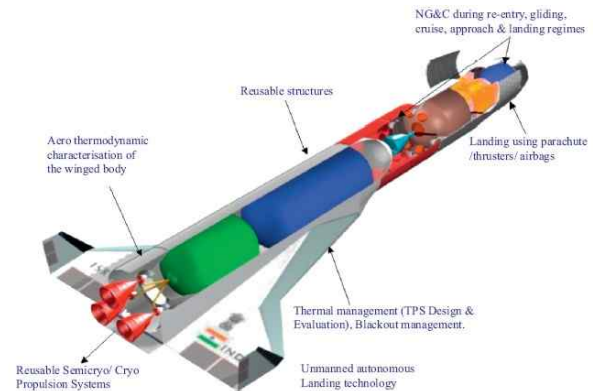


Fig. 1. Indian Reusable Launch Vehicle^[11]

주 엔진에 사용하였고, 궤도 조종 엔진에는 저장성 추진제(히드라진/사산화질소)를, 보조동력 장치에는 히드라진 단일 추진제를 사용하였다[1,4-6]. 20세기에는 소모성 발사체가 사용되었는데, LH₂/LOX가 아리안의 여러 단과 Titan 4에, 케로신/LOX는 Sea Launch, Atlas, Delta 3에 사용되었으며, 저장성 추진제가 중국의 Long March와 아리안에도 사용되었다[7-10]. 인도에서도 이미 극저온 추진시스템의 성공을 발표한 바 있고, 로드맵 상에 나타난 RLV(Reusable Launch Vehicle)에 극저온 추진시스템을 적용하는 것으로 되어 있으며, Fig. 1이 그 형상이다[11,12].

현재 사용하고 있는 추진제는 50년대에 사용했거나, 활발히 개발된 것으로 최근의 발사체 성능 개선은 화학적 추진제의 개선보다는 하드웨어의 개선에서 찾고 있다. 지난 수 십 년 동안 특히 발사체용으로는 새로운 추진제의 좋은 개발 기록은 없는 상황이다[2]. 한편 이렇게 개발된 추진제는 그 특성상 몇 가지로 구분하는데 대표적으로 극저온(cryogenic), 저장성(storable), 자연 발화성(hypergolic), 등으로 구분하며 각각에 대하여 특성과 적용에 대한 사례를 조사하여 보면 다음과 같다.

2.1 극저온 추진제(Cryogenic)

산소/수소로 형성된 추진제가 최고의 성능을 내는 추진제 계열이다. 물론 낮은 온도와 폭발 위험은 발사 경비를 인상시키는 요인이 되고, 액체 수소의 낮은 밀도 또한 큰 단점이다. 이 때문에 미국과 러시아에서는 여러 가지의 액체 탄화수소를 연료로 사용하였으며, 운영 중인 탄화수소는 주로 케로신이 사용되고 있고, 케로신은 200-300℃에서 정유된 석유로 정의하고 있으나, Jet 연료인 JP-4도 케로신으로 분류하여 사용되어

왔다[2]. 그러나 제트 연료는 추진제 연료로는 효과적이지 못하여 1950년대 중반에 Rocketdyne Rocket Engine Advanced Program에서 RP-1을 로켓 연료로 개발하였는데, 이 연료는 재생 냉각시에 침전되는 유황, 올레핀, 방향족의 성분들을 제한한 것이다. 러시아에서는 RP-1과 다르게 비교적 큰 밀도와 비중을 가진 RG-1을 개발하여 RD-180, RD-170, NK-33에 적용하였다. 러시아 Proton 발사체 상단에는 syntin(sintin)이라고 부르는 합성 탄화수소를 사용하였는데, 이것은 RP-1/RG-1보다 같은 H/C 비율에서 비추력이 높다. 현재 적은 밀도에 큰 비추력을 낼 수 있는 액체 메탄에 관하여 많은 관심을 갖고 연구 개발 중이다[2]. 일반적으로 극저온 추진제는 액체수소/액체산소 추진제를 뜻하나 탄화수소 계열의 연료에 액체산소로 구성된 경우도 포함하고 있다[2].

2.2 저장성 추진제(Storables)

저장성이라는 용어는 지상에서의 저장성이라는 의미이며 대표적인 저장성 연료와 산화제 특성이 Table 1에 나타나 있다[2].

저장성 추진제는 2차 세계대전 중에 가장 활발하게 개발되었으며, 보편적인 저장성 산화제는 질산으로 여러 형상으로 얻어진다. 흰색 증기의 발연 질산(WFNA: White fuming nitric acid)이 순수 질산이고, 적연 질산은 상당한 양의 2 산화 질소를 함유하고 있다. 질산은 물질에 아주 부식을 잘 일으키는 성질이 있어, 부식 방지용으로 소량의 불화수소 (HF: Hydrofluoric) 산(acid)을 첨가하여, IRFNA (Inhibited red fuming nitric acid)을 만들어 사용하고 있다.

1940년과 1950년대를 통하여 수많은 저장성 연료와 산화제의 조합에 대한 시도가 있었으며, 가장 대표적인 것으로는 모노 메틸 히드라진(MMH)과 비대칭 디메틸(dimethyl) 히드라진을 포함하여, 히드라진(N_2H_4)을 들 수 있다. 히드라

진은 빙점이 높고, 탄화수소와 부분적인 혼합만이 가능하며, 충격에 아주 예민하다.

MMH와 UDMH는 순수한 히드라진보다는 비추력은 좀 낮지만 취급하는데 유리하여 사용되고 있다. Titan 2에는 Aerozine 50을 사용했는데, 이것은 히드라진과 UDMH를 5대 5의 비율로 만든 것이다. MMH가 가용이 쉬워 Aerozine 50에 MMH가 대체되기도 한다.

과산화수소가 N_2H_4 와 빙점이 비슷하고, 성능은 약간 떨어지나 부식 면이나, 독성 문제에서 질산이나 N_2H_4 보다 유리한 장점이 있어, 과산화수소/케로신 엔진이 저장성 추진제로서 고려되고 있다[13].

2.3 하이퍼골릭 추진제

가솔린과 질산이 초기에 저장성 추진제 조합이었으나 연소 불안정성 문제가 있었는데, 아닐린(aniline)이 질산과 접촉에 의해서 발화되는 것(hypergolic)이 발견되었고, 이를 이용하여 연소 불안정성 문제를 해결하였다. 아닐린은 질소를 함유하고 있는 아민 분자로 질산과 접촉하면 자연 점화되는 특성이 있고, 제트 연료에도 아민을 첨가하면 질산과 하이퍼골릭이 되는데, JP-X와 다양한 혼합 아민 연료 MAFs(mixed amine fuels)가 한 예이다. 아민은 제1($R-NH_2$), 제2(R_2NH), 제3(R_3N)아민으로 구분하며, 분자식의 R은 질소나 탄소 원자이다.

제3 아민이 질산과 접촉에 의해 가장 발화가 잘되는 하이퍼골릭이지만, 가장 바람직한 연료의 결정은 다른 특성이 중요한 역할을 한다. 아닐린은 비교적 높은 빙점($-6^\circ C$)을 갖고 있고, 푸르푸릴(furfuryl) 알코올과 아닐린의 50대50의 공용 혼합물은 빙점이 $-42^\circ C$ 인데 질산과 하이퍼골릭을 유지한다. N-에틸 아닐린도 빙점 $-63^\circ C$ 에서도 하이퍼골릭을 유지한다. 제 2차 세계대전 말기에 비행기의 로켓 보조 이륙 유닛들과 지대공 미사일에 N-에틸 아닐린과 질산을 사용하였고, 지대지 미사일 Corporal에 질산/푸르푸릴(furfuryl) 알코올/아닐린의 혼합물이 사용되었다[14].

Figure 2는 Corporal 미사일 형상이다.

탄화수소에도 히드라진을 더하면 하이퍼골릭 혼합물이 된다[1,2]. Nike Ajax 미사일에는 JP-4에 17% UDMH를 연료로 사용하였고, UDMH/IRFNA는 Lance 미사일과 Bell Agena 로켓 모터에 사용하였다.

N_2H_4 가 질산보다 성능이 좋아 현재는 많이

Table 1. Characteristics of storable fuel and oxidizer^[2]

Propellant	Formula	Oxidizer, fuel, and/or monopropellant	Heat of formation, cal/g	Freezing point, K	Relative density (293 K)
WFNA	HNO_3	O	-660	231	1.50
Nitrogen tetroxide	N_2O_4	O	-45.9	262	1.43
Hydrazine	N_2H_4	F, M	+376	275	1.01
MMH	$CH_3N_2H_3$	F	+285	221	0.88
UDMH	$(CH_3)_2N_2H_3$	F	+205	216	0.79
Aniline	$C_6H_5-NH_2$	F	+479	267	1.01
Furfuryl alcohol	$C_4H_3OCH_2OH$	F	-674	240	1.13
Hydrogen peroxide (98%)	H_2O_2	O, M	-1320	273	1.45



Fig. 2. Corporal missile shape^[14]

사용되는 산화제로, 지하 격납고인 사일로에서 발사하는 전략 미사일에 히드라진 추진제가 사용되었으며 Titan 2 같은 발사체에도 적용되었다.

이러한 하이퍼골릭 추진제는 큰 범주로 저장성 추진제이다.

2.4 친환경 추진제

친환경 추진제에 대한 관심도 커가고 있어, 즉 나노/마이크로 급 발사체에 저 경비의 “녹색” 추진제를 상단 추진 시스템에 적용하는 것을 연구하고 있고[1], 대표적으로 스웨덴에서 만든 ‘녹색 추진제’가 궤도에서 우주선을 조종하는데 실용적인 연료로 급성장하고 있다. 그것은 미국에서 만든 추진제와 함께, 수십 년 동안 우주 산업의 한 자리를 차지해 왔던, 독성의 화학 물질인 히드라진에 대한 매력적인 대체품으로 준비되고 있는데, LMP-103S라 불리는 이 스웨덴 연료는 ammonium dinitramide를 기본으로 하는 고 에너지 염으로, 2010년 스웨덴 인공위성에, 작은 추력기들로 정밀 비행하는 연료로서 데모하여 사용되어, PRISMA에 탑재되어 처음 등장하였다. Stockholm 근교에 있는 녹색 추진제 개발 회사인 ECAPS는 European Space Agency에 추진제에 대한 일반적인 승인을 추구하고 있으며, 프랑스 우주국 CNES는 소형 인공위성의 새로운 라인에 이것의 채택을 고려하고 있다.

그리고 미국에서는 미 공군의 Air Force Research Laboratory에서 Hydroxyl ammonium nitrate를 원료로 하는 AF-M315E를 개발하여 2015년에 발사하는 우주선에 사용을 목표로 하고 있다. 이 녹색 추진제들은 우주선에서 사람들이 조종하는 추진제에 적용을 고려하고 있는데, 아직까지는 히드라진을 완전 대체할 것으로 예상하고 있지는 않다[1,15]. 이들 두 녹색 추진제와 히

Table 2. Comparison green fuels to hydrazine

	Hydrazine	LMP-103S	AF-M315E
Developed	Multiple	ECAPS Sweden	AFRP US
Contains	Hydrazine & Nitrogen	Ammonium dinitramide	Hydroxyl ammonium nitrate
Specific Impulse	2,373 Ns kg ⁻¹	2,477 Ns kg ⁻¹	2,609 Ns kg ⁻¹
Density	1.01 g cm ⁻³	1.24 g cm ⁻³	1.465 g cm ⁻³
Toxity(Lethal dose in 50% of rats, LD ₅₀)	60 mg kg ⁻¹	1,300 mg kg ⁻¹	550 mg kg ⁻¹

드라진을 비교하여 Table 2에 표시하였다[15].

2.5 추진제 적용

일반적으로 로켓 모터의 구성은 발사 초기의 부스터와 코어 엔진 그리고 상단의 엔진으로 구분할 수 있고, 각각의 역할에 따라 요구 사항이 조금씩은 다르다. 전형적인 부스터는 큰 들어 올리는(lift-off) 추력이 필요하여, 3,000-8,000 kN 추력에 비교적 짧은 연소 시간으로 150초 미만이다 [2,6,16].

Table 3에는 대표적인 부스터용 액체 로켓 들의 특성 자료들이 나와 있는데, 3MN보다 적은 추력의 경우에는 클러스터(cluster)형태로 사용한다. 예를 들어 Soyuz에는 4 개의 RD-107 엔진을, YF-21 부스터에는 4개의 YF-20 엔진을 사용하였으며, 아리안 IV L40에서는 4 개의 Viking 6 엔진을 사용한 것이 그 예이다.

코어 엔진의 리프트 추력은 1000에서 2000kN 추력으로, 높은 비추력에 작동시간은 600초 범위이며, 대표적 코어 엔진들이 Table 4에 나와 있다. 상단 엔진의 추력은 30에서 150 kN이고, 연소 시간은 600에서 1100초로, Table 5에 대표적 상단 액체 로켓의 자료들이다[16]. 주로 사용된

Table 3. Characteristics of the boosters

Rocket Engine	Engine Cycle	Propellant combination	Thrust [MN]	spec. impulse (sl) [s]	Chamber pressure [MPa]	Burn time [s]
RD-170	SC	LO ₂ /Kerosene	7.65	310	25.1	150
RD-180	SC	LO ₂ /Kerosene	3.82	311	25.5	150
RD-107	SC	LO ₂ /Kerosene	0.81	257	5.9	119
F-1	GG	LO ₂ /RP1	6.91	264	6.6	161
MA-5A	GG	LO ₂ /RP1	1.84	263	4.4	263
RS-27	GG	LO ₂ /RP1	0.91	263	4.8	265
RD-253	SC	N ₂ O ₄ /UDMH	1.47	285	15.2	130
YF-20	GG	N ₂ O ₄ /UDMH	0.76	259	7.4	170
Viking 6	GG	N ₂ O ₄ /UH25	0.68	249	5.9	142
RS-68	GG	LO ₂ /LH ₂	2.89	360	9.7	249

Table 4. Characteristics of the core engines

Rocket Engine	Engine Cycle	Propellant combination	Thrust (sl) [MN]	Thrust (vac.) [MN]	Spec. impulse (sl) [s]	Spec. impulse (vac.) [s]	Chamber pressure [MPa]	Burn Time [s]
RD-108	SC	LO ₂ /Kerosene	0.78	1.01	252	319	5.1	290
Viking 5C	GG	N ₂ O ₄ /UDMH	0.68	0.75	249	278	5.9	142
YF-20B	GG	N ₂ O ₄ /UDMH	0.73	0.81	259	289	7.4	170
RS-68	GG	LO ₂ /LH ₂	2.89	3.31	360	420	9.7	249
SSME	SC	LO ₂ /LH ₂	1.82	2.28	364	453	20.5	480
RD-0120	SC	LO ₂ /LH ₂	1.51	1.96	359	455	21.8	600
LE-7A	SC	LO ₂ /LH ₂	0.84	1.10	338	438	121	390
Vulcain 2	GG	LO ₂ /LH ₂	0.94	1.35	320	434	11.6	600

Table 5. Characteristics of the upper stages

Rocket Engine	Engine Cycle	Propellant combination	Thrust (vac.) [kN]	Spec. impulse (vac.) [s]	Chamber pressure [MPa]	Burn Time [s]
11D58M	SC	LO ₂ /Kerosene	79.5	353	7.6	680
RD-0210	SC	N ₂ O ₄ /UDMH	582	327	14.8	230
AESTUS	PF	N ₂ O ₄ /MMH	30	325	1.0	1100
J-2	GG	LO ₂ /LH ₂	890	426	4.4	
YF-75	GG	LO ₂ /LH ₂	79	440	3.7	470
LE-5B	EC	LO ₂ /LH ₂	137	447	3.6	534
HM7-B	GG	LO ₂ /LH ₂	70	447	3.5	731
VINCI	EC	LO ₂ /LH ₂	180	465	6.1	
RL-10B	EC	LO ₂ /LH ₂	110	462	4.3	700

추진제는 LO₂/LH₂의 극저온 추진 시스템이 주를 이루고 있다.

대부분의 부스터용 엔진 연료는 비교적 큰 밀도를 가지고 있는 케로신과 RP-1의 석유 계열이 주종을 이루고 있다. 예외적으로 RS-68의 경우는 밀도 조합으로는 맞지 않는 LOX/LH₂를 사용하였고, 드물게 N₂O₄/UDMH의 독성의 추진제도 사용되고 있고, 이 추진제는 코어 엔진에도 사용되어 선택의 폭이 반드시 제한되어 있지는 않았다.

지구 환경을 고려한 이상적인 액체 추진 시스템의 배열은, 지상에서 연소되는 부스터와 코어 엔진에는 탄화수소 계열의 케로신이나 RP-1 등의 연료에 액체 산소를 산화제로 하는 구성이 바람직하다. 그리고 비교적 고공의 극저온에서 연소되는 엔진에는 액체산소/액체수소의 극저온 추진 시스템을, 그 후 우주에서 사용하는 추진제는 질산 계열의 산화제를 포함한 저장성 추진제를 사용한다면 환경 친화적인 배열이 될 것이다.

III. 액체 추진제 적용 전망

현재 진행되거나 계획 중인 액체 추진기관에서 고려되는 추진제는, 산화제로는 주로 액체 산소를 사용하고, 연료는 액체수소를 사용하는 전형

적인 극저온 추진제를 위시하여, 액체 메탄이나 부탄 등 탄화수소 계열의 연료가 사용되는 것으로 나타나고 있으며, 일부 하이퍼글릭을 포함한 저장성 추진제도 사용되고 있다. 특히 저장성 추진제는 우주선 등의 지구 바깥에서 적용되는 경우가 많아 환경에도 관심을 보이고 있다. 더 나아가 이러한 우주에서도 유인 탐사에서의 환경을 고려하여 녹색 추진제도 개발 적용되는 추세이다.

먼저 전형적인 극저온 추진제의 사용이 늘어나고 있는 추세로 유럽의 FLPP(Future Launchers Preparatory Programme)에 의하면 2020-2025의 차세대 발사체 NGL에는 상단 추진제로 극저온 추진제가 고려되고 있고[7,17], 액체 추진기관의 차세대용으로 고려하고 있는 소모성 발사체들의 개량에도 상단에는 극저온 추진제를 사용이 예상되는데, 즉 유럽의 Vinci, 미국과 일본의 MBXX 그리고 러시아의 RD-146들이 여기에 해당된다 [1.2].

NASA가 달 탐사 선행 연구로 수행 중인, CECE(common extensible cryogenic engine) 프로그램에서 Northrop Grumman은 핀틀 분사에 LOX/수소 추진을 기초로 한 교축 기술을 추구 중이다.

또 미국 공군 시스템의 다음 세대 기술 준비 IHPRPT(Integrated High Payoff Rocket Propulsion Technology) 프로그램에서 추구하는 것으로 1단계에서 PRW와 Aerojet에서 새로운 수소/산소 추진기관을 성공적으로 데모 하였다.

유럽의 ESA(European Space Agency)와 우주 연구소들의 합작으로 Ariane 5의 개발을 완료 예정인데, Vinci의 산소/수소 확장 엔진의 새로운 상단 극저온 엔진을 연구하며, 프랑스의 Snecma에서 제작한다[26]. 그리고 ELV(European Launch Vehicle) 2단은 액체산소/액체수소가 해결책으로 복합재료가 구조물과 탱크 엔진 등이 고려되고 있다[27].

일본은 차세대 발사체로 "LE-X"라고 부르는 100톤 급 엔진을 JAXA에서 진행하고 있는데, 액체산소/액체수소 교축 엔진을 "탐험(exploration) 추진기관"으로 개발 중이다.

중국은 LM(Long March) 5를 개발 중으로, 500 kN의 액체산소/액체수소 상단 엔진에서부터 시작하고 있는데, LM(Long March) 5는 Ariane 5와 Delta 4 급으로 2014년 가동을 목표로 한다 [16,29-31]. 인도에서는 GSLV와 PSLV 발사체를 개선하고 있는데 200KN 추력의 가스 발생기 상단 극저온 엔진을 개발하고 있다[11,12].

한편 이러한 극저온 추진제에 대하여 탄화수소 특히 메탄이 큰 연료 밀도, 높은 비등점, 취급과 안전에 장점으로 상대적으로 수소보다 관심이 커지고 있다. 유럽의 NGL에서 수소 대신 이의 채택에 대하여도 논쟁 중이고[7,17], 또 CNES에서도 장래의 ELV(European Launch Vehicle) 1단에 액체산소/액체수소와 액체산소/메탄이 경합을 벌이고 있다.

그리고 NASA의 PCAD (Propulsion and Cryogenic Advanced Development) 프로그램에서는 액체산소와 액체 메탄을 사용한 달 상승용 추진기관을 Aerojet이 개발 중이고, LOX -Liquid Methane의 RCS도 성공적으로 완료 했는데 이것은 독성을 해결한 것이다[1,18-23].

독일은 액체산소/액체수소 연소 외에, 액체산소/메탄 연소 그리고 메탄/산소 연소와 단(staged) 연소를 포함한 세부 기술 연구를 수행하고 있다.

메탄 외에 탄화수소 연료도 개발 중으로 이태리는 액체산소 탄화수소 엔진에 관한 활동을 하고 있으며, 연료와 산화제의 공통 격벽 사용도 연구하고 있다[1,28]. 또 Orbitec(Orbital Technologies)에서는 액체산소/액체부탄을 사용하는 Forward 1 와류 재사용 엔진을 개발할 것이다.

미 공군이 Delta 발사체에 PWR에서 생산하는 RS-68과 러시아의 NPO-Energomash에서 생산한 RD-180이 있는데, 이것들도 탄화 수소계열의 연료에 액체 산소를 사용하고 있다[24,25]. 그리고 일본은 또한 액체산소/LNG 엔진도 개발 중이다 [1,2].

이와 같은 극저온 추진제 계열의 연구와 함께 고전적인 석유 계열의 추진제도 사용되고 있는데, 대표적으로 미 공군이 IHPRPT 2 단계에서는 농후 산소의 등유/산소 단 연소 사이클을 Aerojet에서 연구 중이다. 또 중국도 LM(Long March) 5를 개발 단계로 1200 kN의 액체산소/등유 부스터를 개발하고 있다[29-31].

저장성 추진제를 사용하는 것으로는 Aerojet에서 인간 운송용 Orion 서비스 모듈을 위한 압력 공급(pressure-fed)형 엔진을 개발 하고 있는데 [32-34], 이것은 저장성 추진제를 사용하는 우주선 궤도 운용 엔진(Space Shuttle Orbital Maneuvering Engine) 에 기초를 두고 있으며 Ares I과 V에 사용을 목표로 하고 있다.

또 공군의 IHPRPT 2 단계에서 단일 추진제(mono-propellant)인 히드라진 엔진을 Ares의 롤(roll) 제어용을 목표로 하는 MR-80 시리즈를 성

공적으로 시험을 마쳤다[1,35].

그리고 유럽의 ESA에서 추구중인 Vega는 Avum (Attitude & Vernier Upper Module)의 저장성 4단과, 단일 추진제 히드라진의 롤 자세 제어의 RACS 합격을 개발 목표로 하고 있다 [7,36].

북한의 은하 3호의 추진제는 히드라진과 사산화질소로 구성 되어 있고, 이것은 독성을 지닌 대표적 저장성 추진제로 군사용 목적이 가능하다. 조사된 바와 같이 히드라진과 사산화질소 등을 사용한 액체 추진제가 발사체용으로도 사용되어 왔기 때문에 군사용이라는 것을 피해 갈 수 있기는 하지만, 북한이 기본적으로 군사용에도 고체 추진제 개발보다는 처음부터 액체 추진 시스템을 사용해왔기 때문에 저장성 추진제를 선택하여 발사된 로켓은 군사용으로서의 의미가 매우 크다.

IV. 결 론

일반적으로 부스터를 포함한 지상 발사의 코어 엔진에는 케로신 계열의 연료와 액체 산소를 산화제로 하는 추진제가 선호되었고, 최근에는 좋은 비추력과 고공에서의 발사 등을 고려해서 극저온 추진제의 사용이 증가하고 있다. 히드라진을 위시한 저장성, 하이퍼골릭 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 것으로 보이며, 친환경 추진제 개발에도 착수하고 있으나, 히드라진 계열의 저장성 추진제를 완전 대체할 것으로 예상치는 않고 있다.

후 기

이 논문은 미래창조과학부의 과학기술진흥기금과 복권기금 출연사업인 한국과학기술정보연구원이 수행하는 ReSEAT 프로그램의 지원으로 수행되었습니다.

References

- 1) Philippe Caisso et al "A liquid propulsion panorama", Acta Astronautica, 65, 2009,

pp.1723-1737

2) Tim Edwards, "Liquid Fuels and Propellants for Aerospace Propulsion: 1903 - 2003", Journal of propulsion and power, Vol. 19, No. 6, 2003

3) H. Grosdemange et al, "The SEPR 844 Reusable liquid Rocket Engine for Mirage Combat Aircraft", AIAA 90-1835, AIAA 26th Joint Propulsion Conference, July 16-18, 1990, Orlando, FL

4) Sutton, G. P. and Bibalaz Oscar, Rocket Propulsion Elements, 7th ed., John Wiley & Sons Inc., 2001

5) <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) <http://www.braeunig.us/space/propel.htm> "Rocket & Space Technology"

7) Yann Letourneur et al, "Status of next generation expendable launchers concepts within the FLPP program", Acta Astronautica, V 66, 2010, pp1404 - 1411

8) Chen, Shilu, "Progress and Development of Space Technology in China" Acta Astronautica Vol. 46, No. 9, 2000, pp559-563

9) Denis Schmitt et al, "59th International astronomical congress -Glasgow 2008, Session D-2-16 Launch vehicle in service or development, Arian 5 program status," Acta Astronautica, 69, 2009, pp 871-882

10) "Ariane 5, http://en.wikipedia.org/wiki/Ariane_5"

11) B.N. Suresh, "Roadmap of Indian space transportation" Acta Astronautica, V 64, 2009, pp395 - 402

12) Gowarikar Vassant, B. N. Suresh, "History of rocketry in India," Acta astronautica, 65, 2009, pp1515-1519

13) Musker, A. J., "Highly Stabilized Hydrogen Peroxide as a Rocket Propellant," AIAA Paper 2003-4619, July 2003.

14) http://en.wikipedia.org/wiki/MGM-5_Corporal

15) Alexandra Witze, "Green fuels blast off," Nature, V 500, pp 509-510

16) Oskar J. Haidn, "Advanced Rocket Engines", Institute of Space Propulsion, German

Aerospace Center (DLR) 74239 Lampoldshausen, Germany

17) Holger Burkhardt 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)

18) D. Schweikle and J. Simpson, "The expanded delta launch vehicle family with a status on the new Delta IV," Acta Astronautica, V 48, pp451-459, 2001[

19) D. Stanley, "A space transportation architecture for the future," Acta astronautica, V 47, pp 265-274, 2000.11

20) D. Conley, NY Lee, PL. Potanova et al, "Evolved expendable launch vehicle," Acta astronautica, V 53, pp 577-584, 2003. 8

21) John Elliot, Leon Alkalai, "A low cost concept enabling multi-lander lunar science and exploration mission," Acta astronautica, V 66, pp269-278, 2010. 1

22) Max Grimard, "Will the US remain the leader of human space exploration? A comparative assessment of space exploration policies", Acta Astronautica, 75, 2012, pp.1-14

23) Tibor Cremic,, David J. anderson et al, "NASA's in space propulsion technology project overview and mission applicability," NASA Glenn Research Center, IEEEAC paper 1481, 2007

24) <http://www.pwrengineering.com/dataresources/rd-180-pres-052002.pdf> Lawrence G. Tanner, "Development and Characteristics of the Russian/American Rd-180 Rocker Engine", July,2002

25) R. A. Ellis, "An example of successful international cooperation in rocket motor technology," Acta Astronautica, ,51, pp47-56, 2002 2012, pp.1-14

26) "Snecma Space Propulsion Business", Snecma Safran Group, ESTEC, 2006

27) Max Calabro et al, "ELV: Pressure-fed LO_x/LH₂ upper stage", Acta Astronautica, 64, 2009, pp.1015-1020

28) B. Szelinski et al, "Development of an innovative sandwich common bulkhead for cryogenic upper stage propellant tank", Acta

Astronautica, 81, 2012, pp.200~213

29) David Cyranoski, "China forges ahead in space", *Nature*, 479, 2011, pp.276-277

30) David Cyranoski "China unveils its space station", *Nature*, 473, 2011, pp.14-15

31) Zhu Ninching, "A personal viewpoint on the development of China's liquid propellant rocket engines", AD-A254 104, Aug., 1992

32) John P. Sumrall and Steve Creech, "Update on the Ares V to support heavy lift for U. S. space exploration policy," *Acta Astronautica*, V 66, pp 1133-1145, 2010.

33) Giancarlo Genta, et al, "Preliminary assessment of a small robotic rover for Titan exploration observation", *Acta Astronautica*, 68, 2011, pp.556~566

34) J. C. Mankins, "Highly reusable space transportation," *Acta Astronautica*, V 51, pp 727-742, 2002. 11

35) S. R. Glaittili, "IHPRT phase 1 solid booster demonstrator, success story," AIAA paper 2001-3451

36) http://www.esa.int/Our_Activities/Launchers/Vega_rocket_ready_for_first_flight