

## 인공위성 궤도전이 및 자세제어용 이원추진제 로켓엔진의 개발현황

장요한<sup>a</sup> · 이균호<sup>a,\*</sup>

### A Development Trend Study of Bipropellant Rocket Engine for Orbit Transfer and Attitude Control of Satellite

Yo Han Jang<sup>a</sup> · Kyun Ho Lee<sup>a,\*</sup>

<sup>a</sup>Department of Aerospace Engineering, Sejong University, Korea

\*Corresponding author. E-mail: [khlee0406@sejong.ac.kr](mailto:khlee0406@sejong.ac.kr)

#### ABSTRACT

A propulsion system of a satellite provides a necessary thrust to reach to the final orbit after a separation from a launch vehicle. Also, it supplies pulse moments to maintain the satellite in a mission orbit and for its attitude controls during a mission life time. The present study investigates the development trend of bipropellant rocket engines for an orbit transfer and an attitude control of a satellite using monomethylhydrazine and hydrazine for fuel and dinitrogen tetroxide for oxidizer to derive fundamental specifications which are necessary for domestic development researches. Also, their major performance characteristics are summarized.

#### 초 록

인공위성의 추진시스템은 위성이 발사체로부터 분리된 후 최종 궤도로 도달할 때까지 궤도를 이동하는데 필요한 추력을 제공한다. 또한 임무궤도에서는 궤도 유지와 자세제어를 위한 펄스 모멘트를 발생시키는 역할을 한다. 본 연구에서는 향후 인공위성 궤도전이 및 자세제어용 이원추진제 로켓엔진을 국내에서 개발시 관련 연구에 필요한 규격을 도출하기 위한 목적으로서 모노메틸하이드라진과 하이드라진을 연료로, 사산화이질소 산화제를 이용하는 인공위성용 이원추진제 로켓엔진에 대한 현재 개발동향 및 주요 성능 특성에 대해 조사하였다.

Key Words: Bipropellant(이원추진제), Rocket Engine(로켓엔진), Monomethylhydrazine(모노메틸하이드라진), Hydrazine(하이드라진), Dinitrogen Tetroxide(사산화이질소)

Received 18 July 2014 / Revised 1 October 2014 / Accepted 7 October 2014

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

#### 1. 서 론

인공위성 시스템은 크게 우주공간에서 주어진

임무를 수행하는 위성체, 위성체를 임무궤도로 투입시켜주는 발사체, 위성과의 교신을 위한 지상국으로 구성된다. 이 중에서 위성체는 다시 영상촬영이나 과학측정과 같은 주어진 특정 임무를 수행하는 탑재체와 탑재체가 제 기능을 할 수 있도록 지원해주는 본체로 구분되며, 본체는 구조계, 열제어계, 추진계 등과 같이 특정 기능을 담당하는 여러 개의 부분체(subsystem)으로 구성된다[1]. 이 중에서 추진시스템은 인공위성이 발사체에서 분리된 후, 임무궤도에 도달할 때까지 발사체 분산(launch vehicle dispersion)과 궤도전이에 필요한 추력을 생성한다. 또한 임무궤도에서는 펄스 모멘트를 발생시킴으로써 인공위성의 궤도경사각과 자세를 제어할 뿐만 아니라 항력에 의해 낮아진 고도를 보상하기 위한 속도 증분( $\Delta V$ )을 제공한다[2]. 이때, 추력을 발생하는 에너지원에 따라 연료와 산화제를 이용하는 화학 작용에 의한 화학식 시스템과 그 외에 전기, 핵에너지 및 태양에너지 등으로 추력을 발생시키는 비화학식 시스템으로 구분할 수 있다. 화학식 추진시스템은 냉가스 시스템(cold gas system), 단일추진제 시스템(monopropellant system), 이원추진제 시스템(bipropellant system), 이중모드 추진제 시스템(dual mode system), 고체로켓모터 시스템(solid rocket motor system) 등으로 분류된다. 특히, 이원추진제 시스템은 액체 추진제와 액체 산화제의 접촉을 통해 화학반응을 일으킴으로써 추력을 얻는 방식으로 인공위성의 궤도전이 및 자세제어용으로 광범위하게 사용된다[2]. 국내에서는 현재 정지궤도복합위성뿐만 아니라 다양한 인공위성을 개발하고 있으나, 궤도전이 및 자세제어용 이원추진제 로켓엔진의 경우 아직까지 원천기술을 확보하지 못한 사유로 해외로부터 도입될 예정이기 때문에 국내 주도로 이원추진제 로켓엔진 개발에 대한 필요성과 관심이 대두되고 있다. 이와 관련해 정지궤도위성에 사용되는 이원추진제 로켓엔진에 대한 동향 조사가 국내 문헌에 발표된 사례가 있다[3-5]. 하지만, 이들 자료를 궤도전이 및 자세제어용 이원추진제 로켓엔진의 관련 연구에 직접적으로 활용하기에는 최신 개발 동향뿐만 아니라 연소

실 압력, 혼합비, 질량유량 및 팽창비 등과 같은 상세 성능규격의 정보에 다소 부족한 점들이 있는 것으로 판단되었다. 따라서, 본 연구에서는 향후 인공위성 궤도전이 및 자세제어용 이원추진제 로켓엔진을 국내에서 개발시 관련 연구에 필요한 규격을 도출하기 위한 목적으로서 인공위성 궤도전이 및 자세제어용 이원추진제 로켓엔진의 전 세계적인 개발동향과 주요 성능 특성을 각 로켓엔진 종류별로 상세하게 조사 및 분석하였다.

## 2. 이원추진제 추진시스템

이원추진제 추진시스템은 Fig. 1에서 보듯이 액체 추진제와 액체 산화제를 인젝터를 통해 연소실로 공급한 후 두 연료의 접촉을 통해 화학반응을 일으킴으로써 고온, 고압의 연소가스를 생성한다. 이후 연소실의 연소가스가 수축-확장노즐을 통해 우주공간으로 고속으로 배출됨으로써 위성체가 필요로 하는 추력을 발생시킨다[2].

일반적으로 이원추진제 추진시스템은 높은 비추력과 다양한 추력 성능을 제공할 수 있는 장점 때문에 위성체 및 발사체의 추진시스템으로서 광범위하게 사용되고 있다. 일반적으로 비추력 값은 310초~340초 사이이며, 10 N~수만 N 사이의 추력을 생성할 수 있다. 궤도 전이 시 낮은 연료 소모량과 10년 이상의 장시간 동안의 작동 안정성을 요구하는 임무에 적합하므로 특히 정지궤도 위성의 추진시스템으로 선호되고 있다. 또한, 궤도전이용 액체 원지점 엔진(liquid apogee engine)과 자세제어를 목적으로 하는 추력기에 동일한 연료와 산화제를 사용할 수 있기

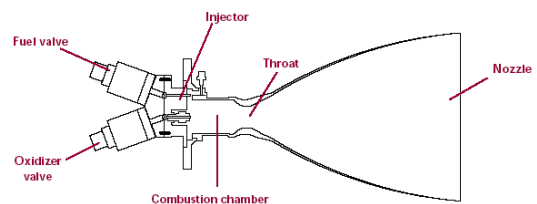


Fig. 1 Cross sectional of bipropellant rocket engine.

때문에 위성체 시스템의 최적화를 증대시킬 수 있다. 실제 이원추진제 시스템 적용 사례로는 정지궤도 위성과 행성 탐사선의 궤도전이용 액체 원지점 엔진과 자세제어용 추력기, 발사체 1단 메인엔진 및 상단 엔진이 있다. 반면에 이원추진제 시스템은 연료와 산화제를 모두 운용해야 하므로 Fig. 2와 같이 시스템 자체가 복잡하며, 이로 인해 추가로 비용과 무게가 상승하는 단점이 있다. 또한 연소상의 불안정성 및 혼합비의 불확실성 때문에 정밀 자세제어에 필요한 최소 임펄스비트를 얻는데 제약이 있다[2]. 보편적으로 사용되는 이원추진제로는 하이드라진, 모노메틸하이드라진, 메탄, 수소 등이 있으며 산화제에는 사산화이질소, 산소, 과산화수소 등이 있다[2].

3. 인공위성용 이원추진제 로켓엔진의 개발 현황




정지궤도는 지구로부터 약 36,000 km 떨어진 곳에 위치하므로, 지구로부터 정지궤도까지 위성체를 투입하기 위해서는 적은 연료로 높은 추력을 장시간 발생시킬 수 있는 이원추진제 시스템의 사용이 적합하다. 일반적으로 하이드라진(N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>)과 모노메틸하이드라진(MMH, CH<sub>6</sub>N<sub>2</sub>)을

연료로, 사산화이질소(NTO, N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>)를 산화제로 사용하고 있다[2,6]. 특히 사산화이질소의 경우 산화질소(NO)가 첨가된 것을 혼합질소산화물(MON)이라고 하며, 첨가된 NO의 양에 따라 MON-1 (1% 첨가), MON-3 (3% 첨가) 등으로 세분화하기도 한다[6]. 본 논문에서는 인공위성 궤도전이 및 자세제어용 이원추진제 로켓엔진의 개발현황을 조사하기 위해 대표적으로 유럽의 Airbus(舊 Astrium-ST), 미국의 Aerojet, Northrop Grumman, Moog ISP와 일본의 IHI Aerospace, 중국의 CASC, 인도 ISRO에서 개발한 이원추진제 로켓의 주요 성능 특성 자료를 정리 및 분석하였다. 이와 더불어 국내의 이원추진제 관련 연구개발 현황에 대해서도 조사하였다.

3.1 Airbus Defence & Space (舊 Astrium-ST)

Airbus Defence & Space(舊 Astrium-ST)는 범 유럽 항공, 방위산업체로서 민간용, 군용 우주제품을 제작한다. 이 회사에서 개발한 10 N급 자

Table 1. Attitude control thruster of Airbus.

Characteristics	4 N Thruster	10 N Thruster	22 N Thruster
Fuel	MMH	MMH	MMH
Oxidizer	MON	MON-1 MON-3	MON
Thrust	4 N	10 N	22 N
I <sub>sp</sub>	284.9 s	291 s	290 s
Chamber Pressure	7 bar	9 bar	9 bar
Flow Rate	-	3.50 g/s	-
Mixture Ratio	-	1.65	-
Inlet Pressure	-	10-23bar	-
Nozzle Expansion Ratio	-	150:1	-
Injector Type	-	Double Cone Vortex	-
Configuration			

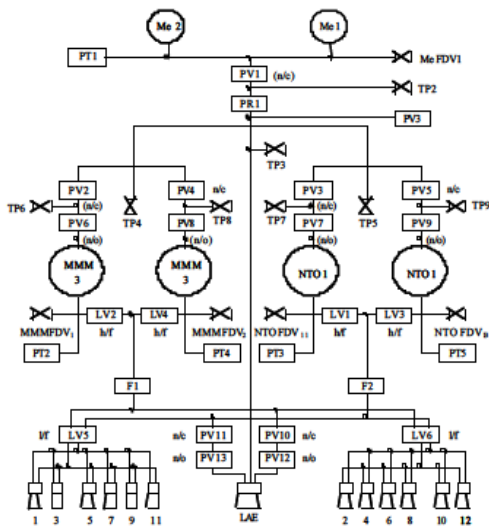




Fig. 2 Schematic diagram of bipropellant system.

Table 2. Liquid apogee engine of Airbus.

Characteristics	Model S400-12	Model S400-15	500N engine
Fuel	MMH	MMH	MMH
Oxidizer	MON-1 MON-3	MON-1 MON-3	MON-1 MON-3
Thrust	420 N	425 N	500 N
I <sub>SP</sub>	318 s	321 s	325 s
Chamber Pressure	10 bar	10 bar	10 bar
Flow Rate	135 g/s	135 g/s	-
Mixture Ratio	1.65	1.65	1.65
Inlet Pressure	12.5 -18.5 bar	12.5 -18.5 bar	-
Nozzle Expansion Ratio	220:1	330:1	-
Injector Type	Double Cone Vortex	Double Cone Vortex	-
Configuration			-

세제어용 추력기 130개, 400 N급 액체 원지점 엔진(liquid apogee engine) 80개 이상 우주 비행체에 광범위하게 장착되어 사용되고 있다. 이 회사에서 개발한 이원추진제 로켓 엔진은 장시간의 정상상태 및 펄스모드 작동을 유지할 목적으로 설계되었다. Table 1과 2에 노노메틸하이드라진 연료와 사산화이질소 산화제를 사용하는 로켓엔진의 성능을 정리하였다.

Table 1에서 보듯이 자세제어용 추력기로는 4 N, 10 N, 22 N이 있으며, 일반적으로 280~290초의 비추력 성능을 갖고 있다. 이중에서 10 N 추력기는 국내에서 개발한 천리안 위성(COMS)의 자세제어 추력기로 활용되었다. 액체 원지점 엔진으로는 Table 2와 같이 420 N, 425 N, 500 N이 있으며 모두 동일한 연료/산화제 혼합 비율과 연소실 압력을 특징으로 갖는다[7].




### 3.2 Aerojet Rocketdyne

미국의 Aerojet Rocketdyne사는 항공 및 방위 산업체로서 우주분야 및 각종 목적의 미사일과 무기 관련 추진 제품을 제작하는 세계적인 업체

Table 3. Aerojet Rocketdyne bipropellant engine (Fuel : MMH).

Characteristics	R-6D	R-1E	R-4D	HiPAT™	R-42	R-40B
Fuel	MMH	MMH	MMH	MMH	MMH	MMH
Oxidizer	MON-3	MON-3	MON-3	MON-3	MON-3	MON-3
Thrust (N)	22 N	111 N	490 N	445 N	890 N	4,000 N
I <sub>SP</sub>	294 s	280 s	300 s 311 s 315.5 s	320 s 323 s	303 s	293 s
Chamber Pressure	6.7 bar	7.3 bar	7.45 bar	9.4 bar	7.1 bar	10.34 bar
Flow Rate	7.71 g/sec	40.4 g/sec	158 g/sec	141 g/sec	300 g/sec	1.40 kg/s
Inlet Pressure Range	6.9 - 27.96 bar	6.9 - 27.6 bar	4.1 - 29.3 bar	6.9 - 27.6 bar	6.9 - 29.3 bar	10.3 - 27.6 bar
Nozzle Expansion Ratio	100:1	100:1	44:1 164:1 300:1	300:1 375:1	160:1	60:1
Configuration						




Table 4. Aerojet Rocketdyne bipropellant engine (Fuel : Hydrazine).

Characteristics	HiPAT™ (Dual Mode)	R-42DM	AMBR
Fuel	Hydrazine	Hydrazine	Hydrazine
Oxidizer	MON-3	MON-3	MON-3
Thrust	445 N	890 N	623 N
I <sub>sp</sub>	326 s 329 s	327 s	333 sec
Chamber Pressure	9.4 bar	9.6 bar	13.8 bar
Flow Rate	141 g/sec	277 g/sec	204 g/sec
Mixture Ratio	0.85	1	1.1
Inlet Pressure Range	15.2 – 21.4 bar	13.8 – 25.5 bar	12.1 – 22.4 bar
Nozzle Expansion Ratio	300:1 375:1	200:1	400:1
Configuration			

이다. Aerojet Rocketdyne사는 GenCorp사의 계열사로서 1942년에 설립된 이후 다양한 인수 합병 과정을 거쳤으며 현재는 로켓 엔진을 개발하는 대표적인 기업으로 거듭났다.

Aerojet Rocketdyne사는 다양한 추력을 발생시킬 수 있는 이원추진제 엔진을 개발했다는 특징이 있다. Table 3과 4에 모노메틸하이드라진과 하이드라진을 연료로 하는 이원추진제 엔진에 대한 성능을 구분하여 정리하였다. 이 중에서 HiPAT™은 국내에서 개발된 천리안 위성의 궤도 전이 목적으로 장착되었다. HiPAT™ 로켓 엔진은 모노메틸하이드라진과 사산화이질소를 연료 및 산화제로 채택하였으며, 445 N의 추력을 발생시키며 320초대의 비추력 특징을 나타낸다. 그 외 22 N, 111 N, 490 N, 623 N, 890 N, 4000

Table 5. Northrop Grumman dual mode liquid apogee engine.

Characteristics	TR-308	TR-312-100YN	TR-312-100MN
Fuel	Hydrazine	Hydrazine	MMH
Oxidizer	NTO	NTO	NTO
Thrust	470 N (106 lbf)	550 N (125 lbf)	500 N (113 lbf)
I <sub>sp</sub>	322 s	330 s	325 s
Mixture Ratio	1.00	1.06	1.65
Inlet Pressure	205 psia	230 psia	230 psia
Nozzle Expansion Ratio	204:1	245:1	245:1
Configuration			

N 등 다양한 추력을 발생시킬 수 있는 로켓 엔진을 광범위하게 개발하여 우주분야 로켓 엔진 선두 기업으로 자리매김했다[8].

### 3.3 Northrop Grumman

Northrop Grumman은 군용기, 유도 항법 장치, 정밀군수품 등을 생산하는 미국의 대표적인 방위산업체이다. 1939년 캘리포니아에서 설립된 이래 1994년에 Northrop사가 Grumman사와 인수 합병함으로써 명칭이 Northrop Grumman으로 지정되었다. Northrop Grumman사의 이원추진제로는 고성능 핀틀(pintle) 인젝터를 장착하여 성능을 향상시킨 TR 계열이 있다. TR 계열의 로켓엔진은 장기간에 걸쳐 우주 임무를 수행할 수 있도록 설계되었으며, Table 5에서 보듯이 각 계열별로 성능이 약간씩 상이하나 전반적으로 비추력 값은 320초이며 450 N~550 N의 추력을 발생시킬 수 있는 성능을 갖추고 있다[9].




### 3.4 Moog ISP (In-Space Propulsion)

Moog사는 우주 발사체에 들어가는 로켓엔진

과 추진 시스템 그리고 국방을 목적으로 탱크를 개발하며 제공하는 미국 영리 기업이다. LEROS 계열은 이원추진제 이중모드 방식의 원지점 엔진으로서 다양한 개선을 거듭하였으며 3세대로 구분된다. 이 엔진은 고성능, 저비용의 장점을 갖고 있으며 궤도 전이와 행성 간 임무를 목적으로 사용된다. 특히 LEROS 2B는 다른 LEROS 디자인에 모노메틸하이드라진 연료를 사용할 수 있도록 설계되어 성능을 향상시켰다. LEROS 계열 성능은 Table 6에 나타났다. 전반적으로

400~700 N의 추력을 발생키시며, 310~320초의 비추력 특성을 나타낸다. Moog사는 원지점 엔진 외에 고성능, 저비용 인젝터가 장착된 다양한 성능의 자세제어용 인공위성 추력기를 개발하였다. 자세제어용 추력기의 성능은 Table 7에 정리하였다. 대체적으로 22 N을 발생시키는 추력기가 다수를 차지함을 확인할 수 있다[10].






Table 6. Moog ISP apogee upper stage engine (LEROS Family).

Characteristics	LEROS 1B	LEROS 1C	LEROS 2B
Fuel	Hydrazine	Hydrazine	MMH
Oxidizer	NTO	NTO	NTO
Thrust	635 N	458 N	407 N
I <sub>sp</sub>	317 s	324 s	318 s
Mixture Ratio	0.85	0.85	1.65
Inlet Pressure	218 - 300 psia	190 - 300 psia	196 - 247 psia
Configuration			

3.5 Ishikawajima-Harima Heavy Industries Co., Ltd. (IHI)

IHI사는 선박, 항공기 엔진, 자동차 터보차저, 산업 기계 등 다양한 기계류를 개발하는 일본 기업이다. IHI사는 액체 이원추진제 엔진으로 22 N급 MON Hydrazine 엔진을 개발하였으며 원지점 엔진을 보조할 수 있는 듀얼모드 추진 시스템 역할을 수행한다. 이 엔진은 자세제어용으로 사용되며 작은 시스템의 원지점 엔진으로도 이용될 수 있다. 액체 원지점 엔진으로는 450 N급 MON Hydrazine 엔진을 개발하였다. 이는 듀얼모드 추진 시스템을 이용하는 위성의 궤도에서의 기동 요구조건을 만족시키기 위한 목적으로 제작되었으며 성능은 Table 8에 정리하였다[11]. IHI사는 기존에 하이드라진을 연료로 하는 이원추진제 로켓 엔진을 주로 개발하였으며, 최근에는 모노메틸하이드라진을 연료로 하는 490 N급 로켓 엔진과 120 N급 엔진을 개발함

Table 7. Moog ISP bipropellant thruster.

Characteristics	DST-11H	DST-12	DST-13	5 lbf	LTT
Fuel	Hydrazine	MMH	MMH	MMH	MMH
Oxidizer	MON (NTO)	MON (NTO)	MON (NTO)	MON (NTO)	MON (NTO)
Thrust (N)	22 N	22 N	22 N	22 N	9 N
I <sub>sp</sub> (sec)	307 s	297 s	294 s	284 s	274 s
Mixture Ratio	0.85	1.61	1.65	1.61 1.65	1.65
Inlet Pressure Range	80 - 400 psia	60 - 400 psia	80 - 400 psia	39 - 320 psia	120 - 286 psia
Nozzle Expansion Ratio	300:1	300:1	300:1	150:1 300:1	350:1
Configuration					

로써 하이드라진뿐만 아니라 모노메틸하이드라

Table 8. IHI Aerospace liquid bipropellant engine (Fuel : Hydrazine).

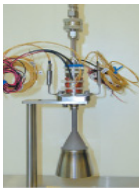



Characteristics	22 N Hydrazine Thruster	450 N Liquid Apogee Engine
Fuel	Hydrazine	Hydrazine
Oxidizer	MON-3	MON-3
Thrust	21.5 N	450 N
I <sub>SP</sub>	295 s	329 s
Mixture Ratio	0.78	0.92
Inlet Pressure	225 - 265 psia	220 - 250 psia
Configuration		

Table 9. IHI Aerospace liquid bipropellant engine (Fuel : MMH).

Characteristics	HBT-1 (120 N Thruster)	490 N Thruster
Fuel	MMH	MMH
Oxidizer	MON-3	MON-3
Thrust	124.4 N	478 N
I <sub>SP</sub>	274.9 s	316 s
Life time	40000 s	15000 s
Inlet Pressure	2.05 Mpa	1.72 MPa
Configuration		

진과 사산화이질소 조합을 사용하는 이원추진제 로켓엔진 개발에도 성공하였다. 490 N급 로켓 엔진은 저가의 높은 신뢰성 특성을 나타내며 120 N급 로켓 엔진은 펄스 모드의 주기에 대한 제한이 없다는 특징이 있다. 실제로 120 N 로켓 엔진은 2012년에 발사된 무인 공급 우주비행체 HTV3(H-2 transfer vehicle)에 처음으로 응용되어 임무를 수행하는데 큰 기여를 하였다[12,13].

3.6 China Aerospace Science and Technology Corporation (CASC)

CASC는 각종 우주 프로그램을 주관하는 중국의 주요 우주 기관으로, CASC 내부에는 다양한 부속 기관이 속해 있어 우주선, 발사체 및 미사일체계와 지상국을 설계, 개발 및 생산하고 있다. 본 연구에서 조사된 중국 CASC의 인공위성용 이원추진제 로켓 엔진에는 10 N 추력기가 있다. 10 N 추력기 2종 모두 모노메틸하이드라진과 사산화이질소를 연료와 산화제로 채택하여 사용하고 있으며 성능은 Table 10에 정리하였다 [14,15].

10 N급 추력기 외에 CASC에서는 FY-25라는 모델명을 가진 490 N 액체원지점엔진을 개발한 바 있다. FY-25 액체원지점엔진은 SISP(Shanghai

Table 10. CASC bipropellant thruster.




Characteristics	10 N Thruster (Model #1)	10 N Thruster (Model #2)
Fuel	MMH	MMH
Oxidizer	MON-1	MON-1
Thrust	10 N	10 N
I <sub>SP</sub>	2746 N·s/kg	280 s
Flow Rate	-	3.64 g/s
Mixture Ratio	-	1.62 - 1.68
Configurations		

Table 11. CASC liquid apogee engine.



Characteristics	FY-25
Fuel	MMH
Oxidizer	MON-1
Thrust (N)	490 N
I <sub>sp</sub> (sec)	305 s
Chamber Pressure	0.68 MPa
Flow Rate	162 g/s
Mixture Ratio	1.65
Inlet Pressure	1.4 MPa
Nozzle Expansion Ratio	154:1
Configuration	

Institute of Space Propulsion)에서 통신 위성의 궤도 전이에 필요한 추력을 제공할 목적으로 개발되었으며 그 외에 중국의 달 탐사 계획에 따라 첫 달 탐사위성인 창어-1호에 응용되어 사용되었다. 근래에는 중국 최신 위성 요구를 충족시킬 수 있도록 FY-25 모델을 비추력이 더 높은 315초 값을 갖는 TQS492-2 모델로 개량하는 연구를 수행하였다[16,17].

3.7 Indian Space Research Organisation (ISRO)

ISRO는 인도의 우주개발 기관으로서 우주와 관련된 기술과 응용을 목적으로 설립되었다. 1969년 설립된 이래로 첫 위성인 Aryabhata를 1975년에 성공시키는 업적을 남겼다. 이후에 발사체와 다양한 용도의 위성과 달 탐사선을 순차적으로 개발 및 발사함으로써 인도의 우주 기술 개발에 큰 기여를 하였다. ISRO가 개발한 이원추진제 로켓 엔진으로는 궤도 전이용

Table 12. ISRO bipropellant engine.

Characteristics	LAM (Liquid Apogee Motor)	22 N Thruster	10 N Thruster
Fuel	MMH	MMH	MMH
Oxidizer	MON-3	MON-3	MON-3
Thrust	440 N	22 N	10 N
I <sub>sp</sub> (sec)	310 s	285 s	285 s
Mixture Ratio	1.55-1.65	1.65	1.65
Inlet Pressure	0.68 MPa	0.68 MPa	0.68 MPa
Nozzle Expansion Ratio	160:1	100:1	200:1
Configuration		-	

LAM(liquid apogee motor)과 자세 및 궤도 제어용 10 N 및 22 N 추력기가 있다. LAM은 440 N의 추력을 발생시킬 수 있는 성능을 가지며 비추력은 310초, 총 로켓엔진의 무게는 밸브를 포함하여 4 kg이다. 자세 및 궤도 제어에 사용되는 10 N 및 22 N 추력기는 서로 유사한 이력 특성을 갖는다. 추력을 각각 22 N, 10 N으로 다르나 비추력, 혼합비 및 내부 압력은 모두 285초, 1.65, 0.68 MPa로 동일하며 22 N 추력기의 무게는 0.9 kg이다. 실제로 ISRO에서 개발한 LAM과 22 N 추력기는 인도의 달 탐사 계획에 따라 첫 번째로 개발된 달 탐사위성인 찬드라얀-1호에 각각 1개, 8개가 장착되어 달 전이궤도 진입 및 위성 자세 제어 목적으로 사용되었다[17-19].

3.8 국내 개발 현황

국내의 경우 현재까지 실제 인공위성용으로 상용화된 이원추진제 로켓엔진을 개발하지는 못한 상태이나, 현재 다양한 형태로 기본기술에 대한 개발연구는 진행되고 있다. 일례로, 한국항공우주연구원에서는 액체 산소와 항공용 등유의



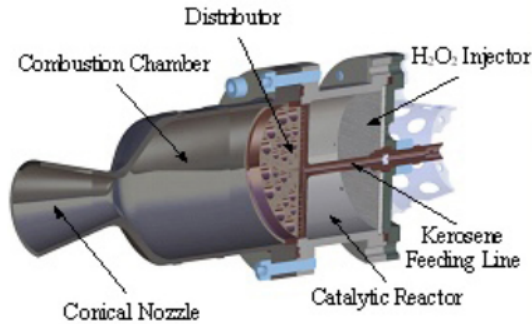


Fig. 3 Schematic of  $H_2O_2$ /Kerosene staged-bipropellant engine designed by KAIST rocket laboratory.

일종인 Jet-A1을 사용하는 우주발사체용 30톤급 로켓 엔진을 개발한 바 있으며 한국형 발사체 개발 과제를 통하여 앞서 개발한 원천 기술을 이용해 7톤 및 75톤급 신형 액체 로켓 엔진 개발에 박차를 가하고 있다. 2012년에는 75톤급 첫 시험용 액체 엔진 시제품 조립을 마쳤으며 2015 완공 예정인 전체 엔진 시험 설비에 시험을 할 예정이다. 최종 개발 완료되면 나로우주센터에서 발사를 목표로 하는 한국형발사체의 1,2단 엔진으로 사용될 예정이다[20,21].

국내 대학에서도 이원추진제 로켓 개발을 위해 큰 노력을 기울이고 있다. 한국과학기술원 로켓연구실에서는 Fig. 3과 같이 케로신 연료와 과산화수소 산화제를 사용하는 자세제어 및 궤도 전이용 1200 N급 이원추진제 로켓 엔진 설계, 개발 및 성능 개선과 다양한 응용 연구를 진행하고 있다[22]. 또한, 충남대학교 로켓추진 및 연소 실험실에서는 Fig. 4와 같이 과산화수소-케로신 추진제 조합과 더불어 기체 메탄-액체 산소, 기체 메탄-케로신 조합에 대한 엔진 연소실험을 포함하여 다양한 이원추진제 로켓엔진 개발 연구를 진행하고 있다[23,24].

#### 4. 결 론

본 논문에서는 미국, 유럽, 일본, 중국 및 인도와 같은 주요 우주선진국들의 인공위성 궤도전이 및 자세제어용 이원추진제 로켓엔진 개발동



Fig. 4 Combustion test performed by Chungnam National University using hydrogen peroxide and kerosene propellant.

향과 주요 성능 특성을 상세하게 조사하였다. 조사결과,

- 인공위성용 이원추진제 로켓엔진들은 대부분 모노메틸하이드라진(MMH,  $CH_6N_2$ ) 또는 하이드라진( $N_2H_4$ )을 연료로, 사산화이질소( $NTO$ ,  $N_2O_4$ )를 산화제로 사용하고 있다.
- 자세제어용 추력기의 경우 추력수준은 최소 4 N부터 최대 120 N까지 분포하며, 그중에서 특히 10 N급과 22 N급의 개발에 집중되어 있는 것으로 분석되었다. 비추력은 290 ~ 300초, 연료와 산화제의 혼합비는 1.65이며, 5 ~ 28 bar의 추진제 공급압력에서 작동하는 것으로 확인되었다.
- 궤도전이용 원지점 엔진의 경우 추력수준은 최소 420 N부터 최대 4,000 N까지 분포하며, 그중에서 특히 400 ~ 500 N급의 개발이 보편화된 것으로 분석되었다. 연료와 산화제의 혼합비는 1.65로 추력기와 동일한 값을 사용하는 반면에 비추력은 300 ~ 330초로 추력기보다 다소 높게 나타났다. 또한, 추진제 공급압력의 범위는 4 ~ 30 bar로 조사되었다.

이러한 상세 성능 조사결과를 토대로 향후 국내에서 인공위성 궤도전이 및 자세제어용 이원추진제 로켓엔진을 개발시 자세제어 추력기는

10 N 또는 20 N급, 원지점엔진은 400 N급을 우선순위로 고려하는 것이 적절할 것으로 판단된다. 또한, 본 논문에서 조사한 추력, 혼합비, 연소실 압력과 같은 성능규격 자료들을 현재 수행하고 있는 이원추진제 로켓엔진의 내부 열유동 해석에 대한 입력조건으로 활용하고 있다. 따라서, 본 논문의 개발동향 조사 자료를 관련 연구에 활용한다면 필요한 성능규격을 구체적으로 도출하거나 상세설계 및 성능해석을 수행하는데 유용한 정보를 제공할 수 있을 것으로 사료된다.

후 기

본 연구는 미래창조과학부 한국연구재단의 우주핵심기술개발사업의 일환으로 수행되었습니다. (과제번호 : NRF-2013M1A3A3A02042426)

References

1. The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, *Introduction to Aerospace*, 4th ed., Kyungmoon Publishers, Seoul, Republic of Korea, 2008.
2. Yu, M.J., Lee, K.H. and Choi, J.M., "Development Trend of Spacecraft Propulsion System," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 2, No. 2, pp. 70-83, 2004.
3. Chae, J.W., "A Survey of the Current Components of Bipropellant Propulsion System for Geosynchronous Satellites," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 6, No. 7, pp. 82-89, 2008.
4. Jang, Y.H. and Lee, K.H., "A Study of Global Development Trend of Bipropellant Rocket Engine for Geostationary Satellite," *KSPE Fall Conference*, Kyungjoo, Kyungsang-do, Republic of Korea, pp. 537-540, Dec. 2013.
5. Han, C.Y. and Chae, J.W., "Bipropellant Liquid Apogee Engine for a GEO Satellite," *KSAS Spring Conference*, Wonjoo, Kangwon-do, Republic of Korea, pp. 429-433, April 2014.
6. Sutton, G.P., *Rocket Propulsion Elements*, 7th ed., John Wiley & Sons Inc., New York, N.Y., U.S.A., 2001.
7. Airbus Defence & Space, "bipropellant thruster," World Wide Web location <http://cs.astrium.eads.net/sp/>, 2014.
8. Aerojet Rocketdyne, "bipropellant thruster," World Wide Web location <http://www.rocket.com/propulsion-systems/bipropellant-rockets>, 2014.
9. Northrop Grumman, "bipropellant thruster," World Wide Web location <http://www.northrop-grumman.com/Capabilities/PropulsionProductsandServices/Pages/BipropellantEnginesAndThrusters.aspx>, 2014.
10. Moog ISP, "bipropellant thruster," World Wide Web location <http://www.moog.com/products/thrusters/>, 2014.
11. Ishikawajima-Harima Heavy Industries Co., Ltd.(IHI), "bipropellant thruster," World Wide Web location <http://www.ihico.jp/ia/en/product/satellite01.html>, 2014.
12. Ishikawajima-Harima Heavy Industries Co., Ltd.(IHI), "bipropellant thruster," World Wide Web location <http://ihico.jp/ia/en>, 2014.
13. Shinichi, T., Yu, D. and Katsuhiko, S., "Design Verification Results of Japanese 120N Bi-propellant Thrusters(HBT-1) Based on its First Flight in HTV3," *49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, San Jose, CA, U.S.A., AIAA 2013-3754, July 2013.
14. China Aerospace Science and Technology Corporation(CASC), "bipropellant thruster,"

- World Wide Web location <http://www.cast.cn/CastEn/Show.asp?ArticleID=39370>, 2014.
15. China Aerospace Science and Technology Corporation(CASC), "bipropellant thruster," World Wide Web location <http://www.cast.cn/CastEn/Show.asp?ArticleID=17511>, 2014.
  16. Liu, C., Chen, J., Han, H., Wang, Y. and Zhang, Z., "A long duration and high reliability liquid apogee engine for satellites," *Acta Astronautica*, Vol. 55, Issues 3-9, pp. 401-408, 2004.
  17. Lee, K.H., "Overview of Propulsion System Performance for Lunar Orbiter and Recent Development Status," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers* Vol. 15, No. 1, pp. 90-101, 2011.
  18. Madhavan, N.G., Balan, C.G., Thomas, R.P., Venkateswaran, S. and Arunkumar, P., "Earth Storable Bipropellant Thrusters for Geostationary Spacecraft," *Third International Conference on Spacecraft Propulsion*, Cannes, France, pp. 245-253, Oct. 2000.
  19. Balan, C.G., Venkateswaran, S., Madhukumar, T. and Rajeev, S.C., "Development of a 10N Liquid Bipropellant Thruster for Geostationary Spacecraft Programme of Indian Space Research Organisation," *45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Denver, CO, U.S.A., AIAA 2009-5529, Aug. 2009.
  20. 30 ton-class rocket engine of KARI, "bipropellant rocket engine," World Wide Web location [http://ko.wikipedia.org/wiki/KARI\\_30%ED%86%A4%EA%B8%89\\_%EB%A1%9C%EC%BC%93%EC%97%94%EC%A7%84](http://ko.wikipedia.org/wiki/KARI_30%ED%86%A4%EA%B8%89_%EB%A1%9C%EC%BC%93%EC%97%94%EC%A7%84), 2014
  21. 75 ton-class rocket engine of KARI, "bipropellant rocket engine," World Wide Web location [http://ko.wikipedia.org/wiki/KARI\\_75%ED%86%A4%EA%B8%89\\_%EB%A1%9C%EC%BC%93%EC%97%94%EC%A7%84](http://ko.wikipedia.org/wiki/KARI_75%ED%86%A4%EA%B8%89_%EB%A1%9C%EC%BC%93%EC%97%94%EC%A7%84), 2014.
  22. Jo, S.K., An, S.Y., Kim, J.H., Yoon, H.S. and Kwon, S.J., "Study on 1,200 N-class Bipropellant Rocket Engine Using Decomposed H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> and Kerosene," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 14, No. 6, pp. 69-78, 2010.
  23. Jang, J.H., Jeon, J.S., Kim, T.W., Ko, Y.S. and Kim, S.J., "Chung-nam National University's Status of Research on Technology of the Next Generation Rocket Engine System," *KSPE Spring Conference*, Koomi, Kyungsang-do, Republic of Korea,, pp. 196-200, May 2012.
  24. Kim, Y.M., Hwang, O.S., Lee, Y.S., Ko, Y.S., Kim, Y. and Kim, S.J., "A Study on the Combustion Performance with Hydrogen Peroxide/Kerosene," *KSPE Spring Conference*, Jeonju, Jeolla-do, Republic of Korea, pp. 61-64, May 2009.