

特輯論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(8), 695-701(2016)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.8.695>

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

우주비행체 추진기관 기술 현황 및 전망

김수겸*, 채종원, 원수희, 전형열

Status and Prospect of Spacecraft Propulsion System

Su-Kyum Kim*, Jong-Won Chae, Su-Hee Won and Hyong-Yoll Jun

Korea Aerospace Research Institute

ABSTRACT

Spacecraft propulsion system is a kind of rocket engine that has been developed from the end of 1950s for attitude control and orbit maintenance of satellite. Since the spacecraft propulsion system has to be used for a relatively long time, therefore, stability of propellant and life of thruster could be very important factor for propulsion system design. Recently, green propellant propulsion and all electrical propulsion system have become very important issue, and we also need a development according to well organized plan. In this paper, we will introduce the development status, key technologies and development prospect of spacecraft propulsion system.

초 록

우주비행체 추진기관은 로켓엔진의 일종으로 인공위성, 우주탐사선 등의 임무수행을 위해 사용되며 인공위성 자세제어 및 궤도조정을 위한 수요에 따라 1950년대 말부터 개발되기 시작하였다. 우주비행체에 사용되는 추진시스템은 발사체와 달리 상대적으로 긴 기간의 임무수행이 요구되며, 이에 따라 추진제의 안정성 및 추진시스템의 내구성이 설계에 매우 중요한 요소가 된다. 최근에 우주추진 분야에서 주목받는 기술은 이온성 액체를 이용한 친환경 추진과 전기추진만으로 추진시스템을 구성하는 기술로 국내에서도 체계적인 연구개발이 필요하다. 본 논문에서는 우주추진기관의 국내외 현황 및 주목받는 기술들을 나열하고 이에 따른 개발 전망을 간략히 소개하였다.

Key Words : Spacecraft Propulsion(우주 추진), Chemical Propulsion(화학 추진), Green Propellant(친환경 추진제), Hydrazine(하이드라진), Electric Propulsion(전기 추진)

1. 서 론

우주비행체 추진기관은 로켓엔진의 일종으로 인공위성, 우주탐사선 등의 임무수행을 위해 사용되며 인공위성 자세제어 및 궤도조정을 위한 수요에 따라 1950년대 말부터 개발되기 시작하였

다. 우주비행체에 사용되는 추진시스템은 발사체와 달리 상대적으로 긴 기간의 임무수행이 요구되며, 이에 따라 추진제의 안정성 및 추진시스템의 내구성이 매우 중요한 요소가 된다[1,2].

우주용으로 사용되는 추진시스템은 대표적으로는 추진제의 반응 에너지를 이용하는 화학 추

† Received : April 27, 2016 Revised : July 25, 2016 Accepted : July 27, 2016

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

진과 전기에너지를 이용하는 전기추진이 있으며 이외에도 핵에너지나 태양풍 등을 이용하는 다양한 형태가 존재하나 실제로는 화학추진과 전기추진 두 가지 방식이 실제 우주추진의 대부분을 차지하고 있다.

화학 추진시스템은 여러 종류가 있으나 이 중에서도 우주비행체에 사용되는 추진기관은 대표적으로 단일추진제와 이원추진제 추진시스템이 있다. 단일추진제는 추진제와 촉매를 이용해서 추력을 발생시키며 대부분의 경우 추진제로 무수 하이드라진을 사용하고 있다. 이원추진제는 발사체 엔진과 마찬가지로 추진제와 산화제를 반응시켜 추력을 발생시키지만 발사체와는 달리 장기간의 저장이 필요하므로 극저온 보관이 필요한 추진제와 산화제의 사용이 어려운 문제점이 있다. 이에 따라 우주추진기관에는 하이드라진 계열 추진제인 무수 하이드라진, MMH (Mono Methyl Hydrazine), UDMH (Unsymmetrical Di-Methyl Hydrazine) 등이 추진제로 주로 사용되고 있다.

하이드라진 계열 추진제는 독성이 매우 높지만 성능이 상대적으로 높고 상온에서는 액체 상태를 유지하며 자발반응이 가능하면서도 저장 안정성이 높은 특성이 있다. 이러한 특성들은 길게는 15년 이상 우주환경에서 동작해야 하는 우주비행체에서는 큰 장점이 될 수 있으며, 대안이 될 만한 추진제의 개발이 쉽지 않은 관계로 여전히 대부분의 우주추진기관에서는 하이드라진 계열 추진제를 사용하고 있다.

최근 화학추진 분야에서는 추진제의 독성을 줄이고 효율을 더 높이기 위한 새로운 연구들이 활발히 진행되고 있다. 대표적으로는 이온성 액체 혼합물을 활용한 친환경 추진이 있으며 스웨덴, 미국, 일본, 중국 등에서 연구가 진행 중이다. 이 중에서도 스웨덴의 ECAPS사가 개발한 친환경 추력기는 우주검증이 완료되어 실용화가 진행되고 있고, 미국의 Aerojet사에서 개발한 추력기는 2016년에 시험위성을 통한 검증을 준비하고 있다. 다만 아직은 연구가 단일추진제에 한정되어 있고 소형추력기의 개발만이 완료된 상태로 위성에서 다양하게 활용되기 위해서는 좀 더 많은 연구가 필요할 것으로 판단된다.

전기추진에 대한 연구는 1960년대부터 시작되어 1970년대부터 이미 인공위성에서 활용되기 시작하였으나, 기술의 한계로 우주탐사와 정지궤도 인공위성의 Station Keeping용으로만 제한적으로 활용되어 왔다. 최근에 들어 전반적인 기술 발전과 함께 일반적인 위성에 전기추진을 활용하기 위한 연구가 활발히 진행되고 있다. 전기추진 중

에서도 정전식 추력기의 비추력은 화학식 추력기의 10배 이상으로 같은 임무 수행 시 추진제 소모량을 1/10 이하로 줄일 수 있어 전체적인 위성의 질량을 크게 줄일 수 있는 장점이 있다.

본 논문은 국내외의 우주비행체 추진시스템 개발 현황을 정리하였고 이에 따른 국내 우주비행체용 추진기관 발전 방향에 대해 소개하였다.

II. 본 론

2.1 우주비행체 추진시스템 개발 현황

우주비행체용 추진시스템은 1950년대 미국과 소련을 중심으로 개발이 시작되었으며 우주 경쟁을 통해 급속한 기술 발전이 이루어졌다. 이 후 미국, 소련의 기술 이전 및 자체 기술 개발을 통해 1970년대 이후에는 미국, 소련 이외에도 유럽, 중국, 일본, 인도, 이스라엘 등의 국가에서도 자체적인 추진시스템 기술을 보유하게 되었다.

현재 우주비행체에 주로 사용되는 추진시스템은 무수 하이드라진과 촉매를 이용하는 단일 추진시스템과 무수 하이드라진, MMH 추진제와 산화질소(NTO)를 산화제로 이용하는 이원추진시스템이 있으며 홀추력기, 이온추력기 등을 활용한 전기 추진시스템이 있다.

Table 1은 대표적인 우주 추진시스템을 정리하였다. 추진제의 종류에 따라 추력레벨 및 비추력에 차이가 있으며 임무의 성격에 따라 추진시스템의 선정이 이루어진다.

2.1.1 단일추진제 추진시스템 개발 현황

단일추진제 추진시스템은 촉매반응을 이용하여 추진제를 분해하여 추력을 발생시키는 시스템으로 대표적인 단일추진제로는 하이드라진과 과산화수소 및 최근에 많이 연구되고 있는 HAN (Hydroxylamin Nitrate)), ADN (Ammonium Dinitramide)을 이용한 이온성 추진제가 있다.

단일추진제 추진시스템은 1950년대부터 사용되기 시작되었으며 초기에는 과산화수소를 이용한 시스템이 활용되었으나, 1964년에 하이드라진

Table 1. Spacecraft Propulsion System

	Chemical Propulsion		Electric Propulsion		
	단일	이원	아크젯	홀	이온
추진제	N ₂ H ₄	MMH	N ₂ H ₄	Xenon	Xenon
산화제	-	NTO	-	-	-
추력	1 N ~400 N	10 N ~ 500 N	0.1 N ~ 0.5 N	0.01 N ~ 0.1 N	0.01 N ~ 0.2 N
비추력	220 s	310 s	600 s	1500 s	3000 s

분해촉매인 Shell405가 개발되면서 부터 성능과 안정성이 상대적으로 높은 하이드라진 추진제를 이용한 추진시스템이 널리 사용되기 시작하였다. 촉매를 이용하는 단일추진제 시스템은 이원추진에 비해 공급 시스템이 간단하고 단순한 점화방식 및 낮은 온도로 인해 추력기의 고장위험이 낮아 시스템의 신뢰도가 높은 장점이 있으며, 이러한 장점을 바탕으로 현재까지도 대부분의 저궤도 위성은 하이드라진 추진시스템을 사용하고 있다.

하이드라진 추력기는 1960년대 미국의 TRW와 RRC를 중심으로 개발되기 시작하였다. 초기에는 이외에도 Hamilton Standard, Kaiser Marquardt 등 많은 회사가 존재하였으나 경제성 등의 문제로 흡수/합병이 이루어져 현재 미국에서는 Aerojet과 Moog-isp에서만 단일추진제 추력기를 생산하고 있다. 유럽에서도 Snecma와 Daimler(현 Airbus) 등을 중심으로 추력기 개발이 시작되었고 현재는 독일 Airbus에서 추력기를 생산하고 있다. 일본 및 이스라엘도 자국의 위성 및 발사체에서의 활용을 위해 하이드라진 추력기 개발이 수행되었으며 현재 일본의 MHI, IHI 및 이스라엘의 Rafael에서 하이드라진 추력기를 생산하고 있다. Table 2는 현재 국내외의 추력기 현황을 보여주고 있으며 대부분의 업체들은 추진시스템 개발도 동시에 수행하며 1N에서부터 수백 N까지의 제품을 이미 보유하고 있다[3-8].

국내에서는 1990년대 중반부터 항공우주연구원과 한화가 TRW와의 기술협력을 통해 5N급 하이드라진 추력기 및 저궤도 위성용 단일추진제 추진시스템을 개발해왔다. 초기에는 해외기술을 바탕으로 생산에만 주력해왔으나, 추력기의 핵심 부품인 촉매와 품질인증시험이 가능한 장기시험

Table 2. Hydrazine Thrusters

회사명	국가	추력레벨	추력기 형상
Aerojet	미국	1 ~ 3,100 N	
Moog-isp	미국	1 ~ 400 N	
Airbus	독일	1 ~ 400 N	
Rafael	이스라엘	1 ~ 200 N	
IHI	일본	1 ~ 50 N	
KARI/Hanwha	대한민국	1 ~ 30 N	



Fig. 1. Long Life Firing Test Facility for Hydrazine Thruster



Fig. 2. 5 N / 1 N Class Hydrazine Thruster

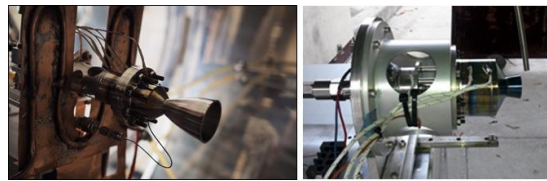


Fig. 3. 30 N / 200 N Class Hydrazine Thruster

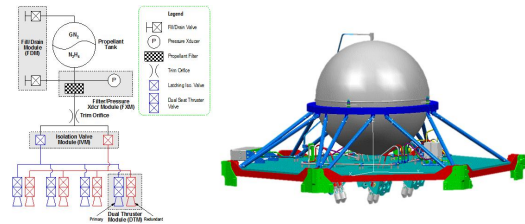


Fig. 4. Hydrazine Propulsion System for Low Earth Orbit Satellite

설비 구축이 2009 ~ 2010년경에 완료되면서 본격적인 추력기 개발에 착수하기 시작하였다. 최근에는 국내에서도 다양한 임무 요구가 발생하면서 2012년부터는 정밀 궤도제어를 위한 1N급 소형 추력기의 개발을 진행하고 있으며 이외에도 달탐사용 30N급 추력기 및 200N급 대형추력기까지 개발을 수행하고 있다(Fig. 1 ~ Fig. 4).

1N 추력기는 세계적으로 가장 많이 사용되는 단일추진제 추력기로 정밀한 궤도 및 자세제어용으로 주로 사용된다. 설계/제작/시험은 모두 국내에서 이루어지고 있으며 현재는 설계 확정 후 품질인증모델을 이용한 검증 작업이 진행되고 있

다. 이외에도 달탐사 궤도전이를 위한 30 N급 추력기 및 착륙 지상검증을 위한 200 N급 추력기 지상모델 개발도 진행한 바 있으며 30 N급 추력기는 현재 초기 개발 모델에 대한 수명검증을 진행하고 있다[9-10].

최근에 들어서는 환경규제의 강화와 함께 전 세계적으로 친환경 추진에 대한 관심이 매우 높은 상태이다. 친환경 추진제는 독성이 높은 하이드라진 단일추진제를 대체하기 위한 기술로서 개발되기 시작하였다. 초기에는 단순히 독성만을 고려하여 과산화수소 등도 연구되었으나 하이드라진을 완전하게 대체하기 위해서는 독성 뿐 아니라 성능 면에서도 하이드라진 보다 우수한 추진제를 개발할 필요가 있다.

최근에는 이러한 노력의 결과로 이온성 액체를 추진제로 이용하는 방식이 긍정적인 결과를 얻고 있다. 대표적인 추진제로는 미국 Aerojet사의 AF-M315E와 스웨덴 Ecaps사의 LMP-103S가 있으며 이외에도 일본, 중국 등에서도 HAN 또는 ADN 기반 추진시스템 연구가 진행되고 있다.

HAN 또는 ADN과 메탄올, 물이 혼합된 형태인 이온성 추진제는 독성이 상대적으로 낮으면서도 최대 비추력이 하이드라진에 비해 높은 장점이 있어 하이드라진을 대체하기에 매우 적합한 특성을 가지고 있다. 하지만 추진제 점화 온도가 높아 자발 반응이 쉽지 않고 연소 온도가 상대적으로 높아 이에 따른 추력기 재료 및 촉매에 제한이 발생하게 된다. 해외에서도 이러한 문제들을 해결하기 위해 이미 10년 이상의 연구를 수행한 바 있다.

현재까지 실용화된 고성능 친환경 추진시스템은 스웨덴 Ecaps의 HPGP 추진시스템이 유일하며 2010년 Prisma 위성을 통해 우주인증이 완료되었다. Aerojet사의 GPIM 추진시스템도 거의 개발이 완료된 상태이며 GPIM을 탑재한 검증위성은 2016년 중에 발사가 예정되어 있다. 또한 중국의 BICE, 일본의 MHI, IHI에서도 유사한 추진제를 사용하는 친환경 추진 관련 연구를 수행하고 있다. Table 3은 해외의 친환경 추진 개발 현황을 나타내고 있으며 Fig. 5는 개발된 친환경 추진시스템을 보여주고 있다[11-15].

국내에서도 아직 초기 단계이기는 하지만 KAIST, 전남대, 경희대 등에서 추진제 및 촉매에 대한 기초연구를 진행하고 있으며, 항공우주연구원에서는 향후 친환경 추진의 활용가능성을 판단하기 위해 기존 5 N급 추력기와 200 N급 지상모델 추력기를 이용하여 HAN 기반 추진제에 대한

Table 3. Green Propellant Thrusters

연구기관	추진제	현황	추력기 형상
ECAPS (스웨덴)	ADN 기반	1 N 추력기 우주인증 완료	
Aerojet (미국)	HAN 기반	1 N, 22 N 우주인증 준비	
BICE (중국)	ADN 기반	1 N 지상시험	-
IHI (일본)	HAN/HAN	1 N 지상시험	
MHI (일본)	HAN 기반	지상시험	

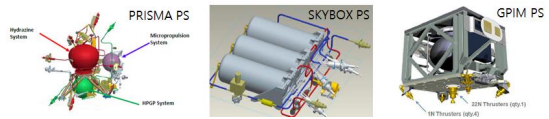


Fig. 5. Green Propellant Propulsion Systems

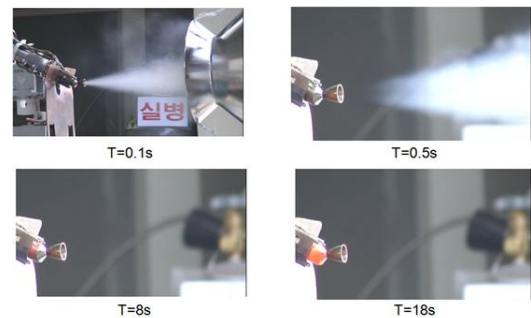


Fig. 6. Green Propellant Test using 5 N Thruster

지상 연소시험을 2011 ~ 2012년에 수행한 바 있다. Fig. 6는 5 N 급 추력기를 이용한 친환경 추진제 시험 장면을 보여주고 있다.

2.1.2 이원추진제 추진시스템 개발 현황

이원추진제 추진시스템은 단일추진제와 마찬가지로 1960년대부터 본격적으로 사용되기 시작하였다. 이원추진은 액체상태의 추진제와 산화제를 공급하고 둘 사이의 반응을 이용하여 추력을 발생시킨다. 이원추진시스템은 우주추진기관에서 사용되는 화학추진 중에서 가장 높은 성능을 가지고 있어 추진제 효율이 중요한 궤도전이 시에 많이 사용된다. 다만 이원추진제는 시스템이 복잡하고 혼합비 조절 및 높은 온도 등으로 인해

Table 4. Bipropellant Liquid Apogee Engine

회사명	모델명	성능	추력기 형상
Aerojet (미국)	R-4D-15 (MMH/NTO)	445 N 323 s	
Moog-Isp (미국)	Leros 1C (N2H4/NTO)	458 N 324 s	
NorthropGrumman (미국)	TR-312-100MN (MMH/NTO)	500 N 325 s	
Airbus (독일)	S400-20 (MMH/NTO)	400 N 318 s	
Snecma (프랑스)	- (MMH/NTO)	216 N 270 s	
IHI (일본)	BPT-4 (N2H4/NTO)	460 N 327 s	
CASC (중국)	- (MMH/NTO)	490 N	

신뢰도가 낮은 문제점이 있고 추력이 상대적으로 큰 편으로 정밀제어에는 적합하지 않은 특성이 있다.

해외에서 이원추진제 관련 기술은 거의 개발이 완료된 상태이지만 최근에도 비추력 향상 및 추력 레벨을 높이기 위한 연구들이 진행되고 있다. 대표적인 생산업체로는 미국의 Aerojet, Moog Isp, Northrop Grumman, 유럽의 Airbus와 Snecma, 일본의 IHI, 중국의 CASC 등이 있다. 액체 원지점엔진의 대표적인 제품들은 Table 4에 정리되어 있다[16-17].

국내에서는 정지궤도 위성 개발을 통해 이원추진시스템을 운용하고 기초연구들을 수행하고 있다. 다만 이원추진제 엔진의 경우 추진제의 독성으로 인해 특수한 시험 시설이 요구되며, 개발에 필요한 비용이 상당히 높은 편으로 기초연구를 포함해서 국내에서는 제대로 수행된 연구가 거의 없는 상태이다.

이원추진제의 경우에도 단일추진제와 마찬가지로 독성물질을 대체하기 위한 연구들이 수행되고 있지만 친환경 추진은 단일추진제 중에서도 소형급 추력기에만 적용되고 있는 상황으로 이원추진제를 대체할만한 성공적인 추진제 기술은 아직 없는 상태이다. 따라서, 여전히 이원추진제 추진시스템은 높은 추력과 ΔV 가 요구되는 임무에

서는 활용도가 높으며 국내 개발의 필요성은 존재한다고 볼 수 있다.

2.1.3 전기 추진시스템 개발 현황

전기추진은 전기에너지를 이용하여 추력을 얻거나 효율을 높이는 추력기들을 의미하며 간단한 형태로는 히터를 이용하는 전열추력기부터 플라즈마와 전자기장을 이용하는 플라즈마 추력기까지 다양한 형태가 있다. 실제로 최근에 연구가 활발히 진행되고 있는 추진시스템은 효율이 매우 높은 정전방식의 플라즈마 추력기이다[18].

전기추진에 관련된 연구는 1960년대부터 시작되었으며 1970년대에 러시아에서는 이미 통신위성에 자체 개발한 홀추력기를 적용하였다. 지금까지의 전기 추진시스템은 우주탐사와 같은 특수한 용도나 화학 추진의 보조 추진시스템으로서의 역할이 대부분이었으나 최근에 들어 기술의 발전으로 전기추력기의 수명이 비약적으로 향상되면서 우주탐사 이외의 실용 위성에서도 전기추진을 우주비행체의 주 추진기관으로 활용하고 더 나아가 화학추진 없이 전기추진만으로 위성 추진시스템을 구성하는 연구가 최근에 활발히 진행되고 있다. 대표적으로는 ESA에서 개발해서 2009년에 발사된 저궤도 위성인 GOCE 위성이 이온추력기를 이용하여 모든 항력보상을 수행한 바 있으며 2015년에는 미국 보잉사에서 추진시스템을 모두 이온추력기로 구성한 정지궤도 통신위성을 개발하여 발사하였다[19-21].

정지궤도 위성의 경우 발사체 분리 후 정지궤도에 진입하기 위해 전체 질량의 40 ~ 50 % 정도를 추진제에 할당하고 있으며 추진제가 차지하는 부피와 질량을 감당하기 위해 전체적인 위성의 크기와 질량이 증가하게 된다. 이온추력기의 경우 일반적으로 비추력이 3,000 s ~ 6,000 s 정도로 이원추진제 원지점 엔진과 비교할 때 최소 10배 이상으로 궤도전이에 필요한 추진제 양을 1/10까지도 줄일 수 있다. 이에 따라 위성의 전체 질량을 크게 줄이거나 Payload 질량을 크게 증가시킬 수 있으며 같은 Payload 무게 당 발사비용을 크게 감소시킬 수 있을 것으로 기대되고 있다. 또한 추진제로 독성이 높은 하이드라진 계열 추진제가 아니라 제논 가스를 사용함으로써 친환경적인 특성도 가지고 있어 위성의 안전성이 높아지고 취급이 간단해 지는 장점도 기대할 수 있다[17]. 비추력이 높은 플라즈마 추력기의 개발은 미국, 유럽, 러시아, 일본 등 우주선진국을 중심으로 이루어지고 있으며 대표적인 회사는 미국의 Boeing, Busek, 러시아의 Fakel, 독일의 Airbus, 영국의 QinetiQ, 일본의 MELCO, NEC 등이

Table 5. High Power Electric Propulsion

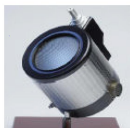
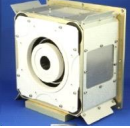



회사명	모델명	성능	추력기 형상
Boeing (미국)	XIPS (Ion)	165 mN 3,550 s	
Busek (미국)	BHT-1500 (Hall)	101 mN 1,670 s	
Fakel (러시아)	SPT-100 (Hall)	90 mN 1600 s	
Airbus (독일)	RIT-2X (Ion)	200 mN 4300 s	
Snecma (프랑스)	PPS-1350 (Hall)	90 mN 1660 s	
QinetiQ (영국)	T6 (Ion)	230 mN 4000 s	
MELCO (일본)	IES (Ion)	17 mN 2200 s	-



Fig. 7. Ion Thruster Discharge Test

있으며 궤도전이에 사용할 수 있는 대형 추력기를 중심으로 상세한 내용을 Table 5에 정리하였다[22-25].

국내에서는 아직 전기추진에 대한 연구는 초기 단계로 소형위성용 저전력 홀추력기에 대한 연구가 KAIST와 경희대를 중심으로 수행되었고 과학위성 및 일부 소형 위성들에 적용되었으며 항공우주연구원에서도 소형 ECR 방식 이온추력

기의 설계 및 제작에 대한 기초연구가 수행된 바 있다[26-27].

2.2 우주추진기관 전망 및 개발 방향

우주비행체의 자세제어 및 궤도전이를 위해 우주비행체 내부에 장착되는 우주추진기관은 국내 위성 수요가 점차 증가하고 임무가 다양화됨에 따라 그 중요성이 점차 커지고 있다. 우주추진기술은 대부분이 1970년대에 이미 정립된 기술이기는 하지만, 우리나라는 우주추진 분야에서 후발 주자로 아직은 하이dra진 추진시스템 이외의 분야에 대해서는 기술/경험이 매우 부족한 상황이다.

우주추진 분야는 세계적으로도 새로운 기술개발 없이 기존 기술을 계속 재활용하는 형태로 상당히 정체되어 있었던 것이 사실이나, 최근에는 연구개발이 활발히 이루어지고 있으며 새로운 기술적인 시도가 많이 이루어지고 있다.

최근 가장 세계적으로 주목받고 있는 기술은 친환경 추진제와 전기추진으로 전체적으로는 취급이 용이한 추진제의 사용 및 추진제 효율 극대화를 통해 전체적인 개발 비용을 절감하는 것이 가장 큰 목적으로 볼 수 있다.

친환경 추진과 전기추진의 경우 아직은 선진국과의 기술 격차가 상대적으로 적은 분야 중의 하나로, 초기 시설 투자도 기존 추진제에 비해서는 상대적으로 낮을 수 있어 국내에서도 체계적인 개발 계획을 수립하여 순차적으로 핵심기술을 확보한다면 선진국과의 기술 격차를 줄이고 우주추진기술을 선도할 수 있는 기회가 될 수 있을 것으로 판단된다.

III. 결 론

본 논문은 우주비행체용 추진기관의 국내의 개발 현황에 대해서 살펴보고 앞으로의 개발 방향에 대해 기술하였다. 하이dra진 계열 추진제 관련 기술은 여전히 세계적으로 중요한 기술이며 국내에서는 여전히 연구개발이 필요한 분야로 판단되지만 장기적으로는 우주추진기관의 기술적인 변화에도 대비할 필요가 있다.

현재 가장 주목받고 있는 기술인 친환경 추진 및 전기추진 시스템의 경우 고온축매나 전극 내 구성, 고용량 전원공급장치 등 기존 기술로는 해결하기 힘든 기술적인 어려움이 존재하였으며 해외 선진국들도 실제 결과를 얻기까지 10년 이상의 기간이 소요된 바 있어 갑작스러운 제품 개발보다는 체계적인 기초연구를 통해 핵심기술을

제대로 확보하기 위한 전략이 필요할 것으로 판단된다.

References

- 1) Sutton, G. P., *Rocket Propulsion Elements*, John Wiley & Sons, 1992.
- 2) Turner, M. J. L., *Rocket and Spacecraft Propulsion*, Springer, 2004.
- 3) Han, C. Y., Kim, S. K. and Won, S. H. and Chae, J. W., "Monopropellant Thrusters for a Satellite," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, 2013, Vol. 11, No. 2, pp. 116~123.
- 4) <https://www.rocket.com/propulsion-systems/monopropellant-rockets>
- 5) <http://www.moog.com/products/thrusters/>
- 6) <http://www.space-propulsion.com/spacecraft-propulsion/hydrazine-thrusters/index.html>
- 7) <http://www.rafael.co.il/Marketing/422-1216-en/Marketing.aspx>
- 8) https://www.ihico.jp/ia/en/product/spp_b_02.html
- 9) Kim, S. K. and Won, S. H., "Development of Monopropellant Thruster for Spacecraft Propulsion System," 45th KOSCO Symposium, 2012, pp. 295~296.
- 10) Kim, S. K., Won, S. H., Kam, H. D., Lee, J. H., Lee, J. W. and Jun, H. Y., "A Development of 30N Class Hydrazine Thruster DM," 2015 KSPE Fall Conference, 2015.
- 11) Anflo, K. and Crowe, B., "In-Space Demonstration of High Performance Green Propulsion and its Impact on Small Satellite," 25th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellite, SSC11-IX-2, 2011.
- 12) Spores, R. A., Masse, R., Kimbrel, S. and McLean, C., "GPIM AF-M315E Propulsion System," 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 2013-3849, 2013.
- 13) Tanaka, N., Matsuo T., Furukawa, K., Nishida, M., Suemori, S. and Yasutake, A., "The "Greening" of Spacecraft Reaction Control System," Mitsubishi Heavy Industries Technical Review, 2011, Vol. 48, No. 4, pp. 44-50.
- 14) Fukuchi, B. A., Nagase, S., Maruizumi, H. and Ayabe, M., "HAN/HN-Based Monopropellant Thrusters," *IHI Engineering Review*, 2010, Vol. 43, No. 1, pp. 22-29.
- 15) Zheng, H., Li, F., Zhang, S., Yu, X., Zhang, W. and Yao, Z., "Midinfrared Absorption Measurements of Nitrous Oxide in Ammonium Dinitramide Monopropellant Thruster," *Journal of Propulsion and Power*, 2015, Vol. 31, No. 5, pp. 1496-1500.
- 16) Han, C. Y. and Chae, J. W., "Bipropellant Liquid Apogee Engine for a GEO Satellite," 2013 KSPE Fall Conference, 2013.
- 17) <http://www.northropgrumman.com>
- 18) Goebel, D. M. and Katz, I., *Fundamentals of Electric Propulsion*, John Wiley & Sons, 2008.
- 19) Edwards, C. H., Wallac, N. C., Tato, C. and Put, P., "The T5 Ion Propulsion Assembly for Drag Compensation on GOCE," Proc. Second International GOCE User Workshop, 2014.
- 20) The Annual Compendium of Commercial Space Transportation: 2014
- 21) http://boeing.mediaroom.com/2014-11-12-oeing-tacks-Two-Satellites-to-Launch-as-a-Pair#ssets_117
- 22) Goebel, D. M., Polk, J. E., Sandler, I., Mikellides, I. G., Brophy, J. R., Tighe, W. G. and Chien, K. R., "Evaluation of 25-cm XIPS Thruster Life for Deep Space Mission Applications," IEPC-2009-152, 2009.
- 23) <http://www.busek.com>
- 24) Mitrofanova, O. A., Gnizdor, R. Y., Murashko, V. M., Koryakin, A. I. and Nesterenko, A. N., "New Generation of SPT-100," IEPC-2011-041, 2011.
- 25) <http://www.space-propulsion.com/space-raft-propulsion/ion-propulsion/index.html>
- 26) Kang, S. M., Kim, Y. H., Seon, J. H., Lee, J. S., Seo, M. H. and Choe, W. H., "Development of the Head Unit of a 300W Cylindrical Hall Thruster for Small Satellite," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2009, Vol. 37, No. 5, pp. 496~501.
- 27) Kim, S. K., Yu, M. J. and Choi, S. W., "Preliminary Design of ECR Ion Thruster," *Aerospace Engineering and Technology*, 2010, Vol. 9, No. 2, pp. 14~21.