



Technical Paper

DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2019.23.6.095>

## 전기추력기 연구개발 현황과 동향, Part I: 해외

김호락<sup>a,\*</sup> · 김수겸<sup>a</sup> · 원수희<sup>a</sup>

### Current Status and Trends of Research and Development on Electric Thruster, Part I: Overseas

Holak Kim<sup>a,\*</sup> · Su-Kyum Kim<sup>a</sup> · Su-Hee Won<sup>a</sup>

<sup>a</sup>Satellite Mechanical and Control Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea

\*Corresponding author. E-mail: holakkim@kari.re.kr

#### ABSTRACT

Electric propulsion is a type of space propulsion with a high specific impulse by accelerating propellant using electrical energy and brings about reduction of the fuel mass and launch costs of satellites so that it is being extensively studied in the world. Electric thrusters are widely used for various purposes from micro satellites to large satellites and from low Earth orbit satellites to spacecraft for exploration. Recently, satellites using full-electric propulsion have been developed, and the number of satellites with electric propulsion is also gradually increasing. In this paper, the current status and trends of research on electric propulsion in the United States, Europe, and Japan will be reported.

#### 초 록

전기추진은 전기에너지를 이용하여 연료를 빠른 속도로 분사시켜 높은 비추력을 갖는 추진방식으로, 위성의 연료무게를 크게 감소시켜 발사비용 감소와 탑재체 무게를 증가시킬 수 있어 세계적으로 매우 활발하게 연구되고 있다. 최근에는, 초소형위성부터 대형위성, 저궤도위성부터, 우주탐사선까지 다양한 목적으로 전기추력기가 활용되고 있으며, 완전전기추진을 이용하여 위성임무를 수행하고자 하는 위성들도 개발되어 점차 그 수가 증가하고 있다. 본 논문에서는, 세계적으로 연구가 가장 활발하게 진행되고 있는 미국, 유럽, 일본에서의 전기추력기 연구개발 현황과 동향에 대해서 살펴보고자 한다.

Key Words: Electric Propulsion(전기추진), Electric Thruster(전기추력기), 추진시스템(Propulsion System), Hall Thruster(홀추력기), Ion Thruster(이온추력기)

#### 1. 서 론

전기추력기(Electric Thruster)는 전기에너지를 이용하여 연료를 가속시키는 추진시스템으로, 화

학식추력기(Chemical Thruster)와 비교하여 Fig. 1에서와 같이 상대적으로 높은 비추력에 따른 낮은 연료소모량으로 인해 편대비행, 위성군, 심우주탐사 등 다양한 위성과 우주탐사선의 주요 엔진으로 활용되고 있다[1-5]. 초기 전기추력기의 개념은 1900년대 초반에 고안되어 1960년대 연구 논문으로 공식적으로 발표되기 시작하였으며,

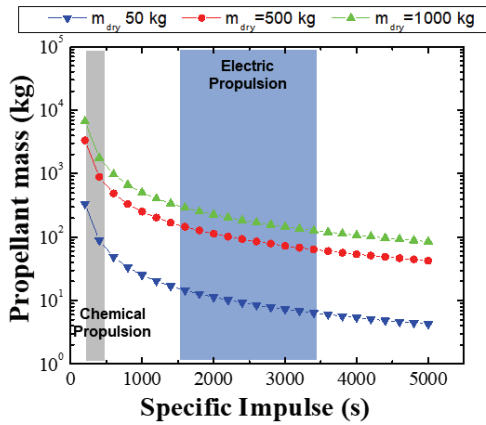


Fig. 1 Propellant mass versus Isp [1].

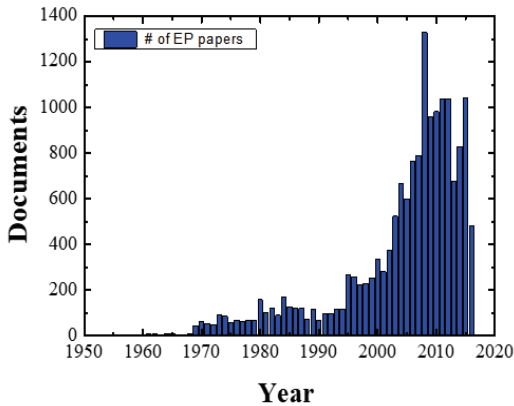


Fig. 2 Electric propulsion research trends [1].

Fig. 2와 같이 2000년대 들어 전기추력기에 대한 연구수가 급속도로 증가하고 있다[1,2].

전기추력기는 가속 방식에 따라 크게 3가지로 정전방식(Electrostatic), 전열방식(Electrothermal), 전자기방식(Electromagnetic)으로 나뉘며 대표적인 전기추력기로, 정전방식의 홀추력기(Hall thruster)와 이온추력기(Ion thruster), 전열방식의 아크젯 추력기(Arcjet thruster), 전자기방식의 펄스플라즈마추력기(Pulsed plasma thruster, PPT), MPD 추력기(Magnetoplasmadynamic thruster)등이 있다[2]. 추력기의 방전특성에 따라 발생하는 비추력 값이 다르며, 소모전력, 전력효율, 사용하는 연료도 다르게 나타난다. 가장 대표적인 정전방식 추력기의 구동특성을 살펴보면, 이온추력기는 플라즈마 발생부와 가속구간으로 나누어져 있으

Table 1. Typical operation parameters of thrusters with flight heritage[2,6].

Thruster	Specific Impulse (s)	Input Power (kW)	Efficiency Range (%)	Propellant
Hall thruster	1500-2000	1.5-4.5	35-60	Xenon
Ion thruster	2500-3600	0.4-4.3	40-80	Xenon
PPT	850-1200	<0.2	7-13	Teflon
Arcjet	500-600	0.9-2.2	25-45	N <sub>2</sub> H <sub>4</sub>
Resistrojet	300	0.5-1	65-90	N <sub>2</sub> H <sub>4</sub>

며, 플라즈마 발생부는 RF, Microwave, DC 방전 등을 통해 플라즈마를 발생시켜 그리드에 고전압을 인가하여 이온을 가속시키는 방식으로 작동한다. 따라서, 높은 비추력을 갖지만 그리드로 인해 전류밀도의 한계로 추력밀도가 제한되어 추력기의 크기가 홀추력기에 비해 상대적으로 크다[1,2]. 홀추력기의 경우, 그리드 없이 채널 내부의 양극과 채널끝단에 인가되는 자기장에 의한 전자의 구속으로 플라즈마 발생과 이온의 가속이 발생한다. 이와 같은 방전 특성에 따라, 플라즈마 발생부와 가속구간이 일부 중첩되며, 높은 추력밀도와 비교적 간단한 구조를 갖는 특징을 가지고 있다[1,2]. 비행이력(Flight heritage)를 가지고 있는, 대표적인 전기추력기들의 성능특성을 Table 1에 나타냈다.

본 논문에서는, 소형위성에서부터 대형위성, 그리고 우주탐사선까지 활용범위와 사용빈도가 가장 큰 홀추력기와 이온추력기를 중심으로 조사를 진행하였다. 미국의 Dawn[7,8], 유럽의 Smart-1 [9,10], 일본의 Hayabusa[11,12]가 전기추력기를 이용하여 우주탐사임무를 수행한 대표적인 사례들이다. 우주탐사에 더하여, 최근에는 발사비용을 감소시키고 탑재체의 무게를 증가시키기 위해, 위성의 자세제어(Attitude control), 위치유지(Station keeping), 궤도전이(Orbit transfer) 등 기존의 화학식추력기를 대체하여 전기추력기를 사용하고자 시도되고 있으며, 전기추력기와 화학추

력기를 혼용한 하이브리드 추진시스템(Hybrid-Propulsion system)과 완전전기추진(Full-Electric Propulsion, Full-EP)을 이용한 위성들이 점차 증가하고 있다[13-15]. 이와 같은 전기추력기의 장점을 바탕으로, ESA에서는 향후 통신위성시장의 약 80%가 전기추력기를 사용할 것으로 예상하고 있다[13]. 본 논문에서는, 세계적으로 전기추력기 연구가 가장 활발하게 진행 중인, 미국, 유럽, 일본에서 진행되었던 전기추력기 연구 결과와 현재 진행 중인 연구 현황과 방향에 대해 소개하고자 한다.

## 2. 미 국

미국의 전기추력기를 활용한 우주임무는, Deep Space 1, Dawn, Space Technology 7 등이 있다. 대표적으로 2007년 발사된 Dawn 위성 (Fig. 3 and Fig. 4)의 경우, Deep Space 1 임무에서 활용한 이온추력기인 NSTAR 추력기를 활하여 소행성 Vesta와 Ceres를 탐사하였다[1,8,15,17-19]. NSTAR는 소모전력 0.5-2.3 kW, 추력 19-92 mN, 비추력 1900-3100 s의 성능을 가지고 있다[19]. Dawn 임무에서는 총 3개의 추력기를 이용하여 약 50,000 시간이상 방전하였으며, 약 11 km/s의 del-v를 발생시켜 성공적으로 전기추력기를 우주에서 운용하였다[15].

Michigan University, Georgia Institute of Technology, Princeton University 등의 학교에서 추력기의 기초연구부터 개발까지 활발하게 진행되고 있으며, BUSEK, Aerojet Rocketdyne, L3 Electron Devices 등의 회사에서도 추력기 연구개발을 진행하고 있다. 다수의 임무가 심우주 탐사와 유인우주탐사를 목적으로 진행 중으로, 향후 고추력 전기추력기의 연구개발과 활용에 방향성을 두고 연구개발을 진행하고 있다[15].

미국에서는 심우주탐사, 유인우주탐사, 우주화물선 등의 우주임무에 따라 진행 중인 연구개발방향과 기존의 위성시장에서의 상업화방향의 두 가지 방향으로 전기추력기가 연구되고 있다. 우주임무에 따른 연구개발의 경우 NASA의 Glenn

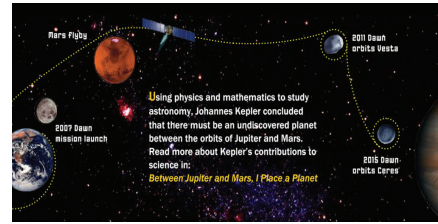


Fig. 3 NASA's Dawn Mission[16].



Fig. 4 Dawn Space Craft [15].

Research Center (GRC)와 Jet Propulsion Laboratory (JPL)를 중심으로, 산학연 협력체계를 구축하여 전기추진 시스템의 개발과 기초연구를 수행하고 있다.

상업화는 크게 위성플랫폼을 개발하고 있는 Boeing과 Space System Loral 등의 회사를 중심으로 상용위성에 전기추력기가 사용되고 있으며, BUSEK, L3 Electron Devices 등에서 개발한 전기추력기를 사용하여 위성 플랫폼을 개발하고 있다[13]. 또한, Space X에서는 약 4000기의 위성에 Airbus Oneweb에서도 600기 이상의 위성에 전기추력기를 사용하고자 계획 중으로, 편대비행이나 위성군의 목적으로 소형위성에서도 전기추력기의 사용이 증가하고 있다[13].

### 2.1 NASA (GRC/JPL)

NASA에서는 Table 2에 나타난 것처럼 크게 Science Mission Directorate (SMD), Human

Table 2. NASA's Electric Propulsion Development Activities[15].

Mission Directorate	Activity	Mission Application
Science Mission Directorate (SMD)	NEXT-C (7-kW gridded ion thruster)	Deep-space robotic science
	HiVHAc (4.5-kW Hall thruster PPU)	Deep-space robotic science
	Colloid Thruster	Laser Interferometer Space Antenna (LISA)
Human Exploration and Operations Mission Directorate (HEOMD)	NextSTEP · XR-100 Nested Hall Thruster · VASIMR · Electrodeless Lorentz Force (ELF)	Human exploration missions beyond Low-Earth orbit
	BIT-3 Radiofrequency ion thruster	Lunar IceCube Mission
Space Technology Mission Directorate (STMD)	Advanced Electric Propulsion System (AEPS): 13.3-kW Hall thruster/PPU string	Power and Propulsion Element (PPE) of the Lunar Orbital Platform – Gateway (LOP-G)
	Advanced In-Space Propulsion (AISP) – Iodine-fueled EP thrusters	Deep-space robotic science using small spacecraft
	Small Spacecraft Technology Program · Electro spray thrusters · Small iodine Hall thrusters · Sub-Kilowatt Electric Propulsion (SKEP): 500-W Hall thruster	Deep-space robotic science using small spacecraft

Exploration and Operations Mission Directorate (HEOMD), Space Technology Mission Directorate (STMD)에서 임무에 따른 다양한 전기추력기 연구를 수행하고 있다[15].

SMD에서는 주로 우주에서 다양한 과학임무를 수행하며, 향후 심우주탐사를 위한 7 kW급 이온추력기인 NEXT-C (NASA's Evolutionary Xenon Thruster-Commercial)와 4.5 kW급 홀추력기 HiVHAc(High Voltage Hall Accelerator)를 연구 개발하고 있다. NSTAR를 바탕으로 Aerojet Rocketdyne과 ZIN Technologies 에 의해 개발된 NEXT-C는 향후 Double Asteroid and Redirection Test (DART) mission의 주요 추진 시스템으로 사용하고자 계획하고 있다[15,20,21].

화성으로의 유인 우주탐사와 우주화물운반과 같은 고난이도 임무를 목적으로하는 HEOMD에서는 차세대 추진시스템인 고전력의 전기추진 시스템을 연구하고 있다[15]. 주요 사업인 NextSTEP

(Next Space Technologies for Exploration Partnerships)을 통해서 100 kW급 전기추력기인 Aerojet Rocketdyne사의 홀추력기 XR-100[21], Astra사의 VASIMR (Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket)[22], MSNW사의 ELF (Electrodeless Lorentz Force Thruster)[23]를 약 100시간 이상 안정적인 운전을 목표로 개발 중에 있으며, 주요 성능 목표를 비추력 2000-5000 s, 전력효율 60%, 수명 10,000 시간, 무게 5 kg/kW 수준으로 설정하고 추후 MW급 추력기 개발을 목표로 연구 중이다(Fig. 5)[15]. 또한, 소형 큐브위성을 통한 달탐사 임무인 Lunar IceCube mission을 수행하기 위해 BUSEK에서 개발한 추력 1.6 mN, 전력 60 W급 이온추력기인 BIT-3를 활용하여 탐사임무를 진행하고 있다 [24,25].

NASA에서 진행 중인 대부분의 전기추력기 과제는 STMD에서 진행되며, 주요 임무는 AEPS

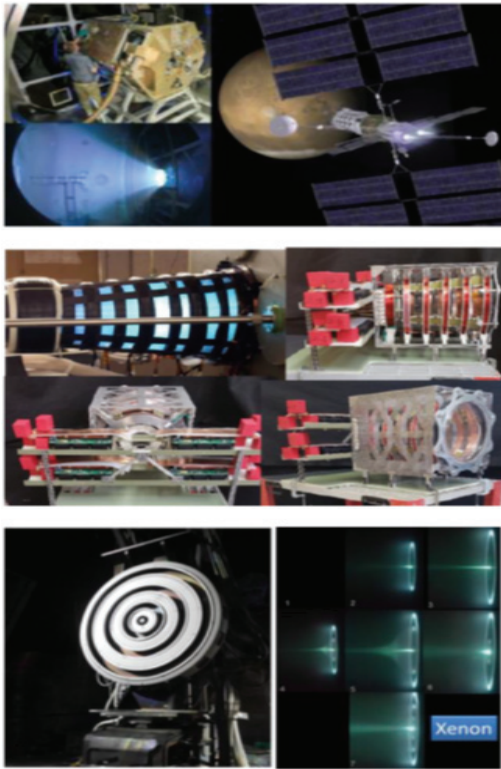


Fig. 5 VASIMR (top), ELF-250 (middle), and XR-100 (bottom) [15].

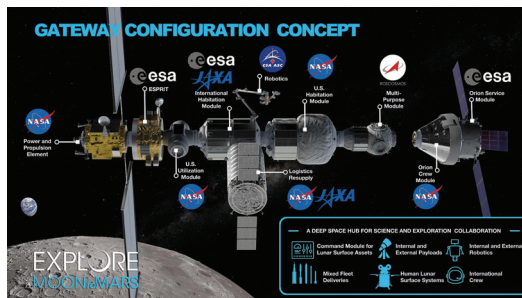


Fig. 6 NASA's Lunar Gateway Configuration concept [27].

(Advanced Electric Propulsion System) 개발로, FM급 13.3 kW급 홀 추력기 시스템을 개발하고 있다[26]. AEPS의 개발을 통해서 향후 구축할 지구와 달 사이의 정거장을 개발하는 Lunar Orbital Platform-Gateway (LOP-G)(Fig. 6) 임무의 Power and Propulsion Element (PPE)를 AEPS를 이용하여 개발하고자 계획 중이다 [27,28]. 이외에도 소형 추력기인 전자분무기

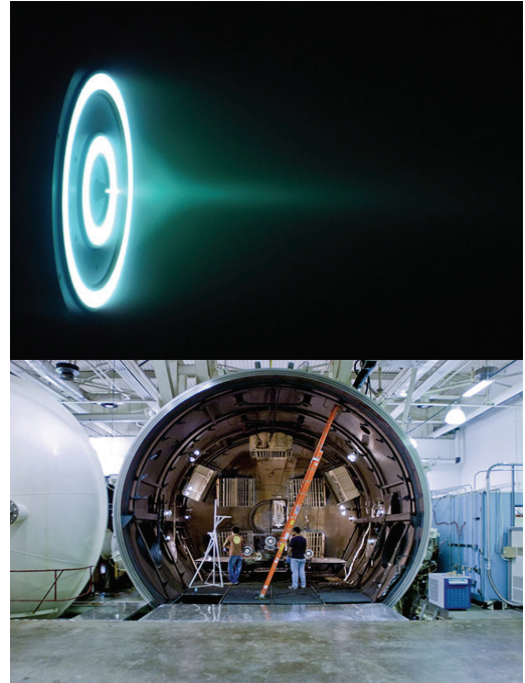


Fig. 7 Nested Hall thruster (top) and Large Vacuum Test Facility (bottom)[29].

(Electrospray), 고체연료로 사용가능한 요오드 (iodine)를 연료로 사용한 홀추력기 시스템, 자기 차폐(Magnetically shielding) 홀추력기 등의 연구가 활발하게 진행되고 있다[15].

## 2.2 Michigan University

Michigan University의 Plasmadynamics & Electric Propulsion Laboratory (PEPL)에서는 NASA와 공동연구를 통해 미국 내에서 가장 활발하게 전기추력기의 연구개발을 진행하고 있다. 수백 W급에서 100 kW급 추력기(Fig. 7)를 폭넓게 개발하고 있으며, 홀추력기를 기반으로한 고전력 전기추력기를 개발하고 있다. 미국 내의 BUSEK, NASA JPL 등과 대부분의 홀추력기 공동연구를 진행하고 있으며, BUSEK의 BHT-200, NASA의 NASA-173Mv1, Aerojet Rocketdyne의 Nested 홀추력기 등을 개발하였다[29]. 길이 9 m, 직경 6 m, 배기속도 240,000 L/s (Xe)의 대형진공챔버(Fig. 7)를 구축하여, 수십 kW 급 추력기의 연구 개발이 자체적으로 가능하며, ExB탐침,

전위 지연탐침(Retarding potential Analyzer), 페러데이탐침(Faraday probe) 등 플라즈마의 이온빔 특성을 진단 할 수 있는 다수의 플라즈마 진단 시스템도 구축하여 플라즈마 특성연구도 진행하고 있다. 최근에는 홀추력기의 수명개선을 위한, 자기장 구조를 제안하여 기존의 SPT (Stationery plasma thruster) 타입 추력기의 수명 개선을 위한 연구를 활발하게 진행하고 있다 [30,31].

### 2.3 Boeing

Boeing Satellite Development Center에서는 위성의 무게를 크게 감소시키기 위해 전기추력기를 기반으로한 상업용 통신위성 플랫폼을 최초로 개발하였다[13,14]. 개발된 플랫폼인 702SP는 무게 약 2 ton, 전력 7.5 kW이며, Full-EP를

Table. 3 Specification of XIPS[33].

Thruster	13 cm	25 cm	25 cm	30 cm	30 cm
Input Power to Thruster (W)	450	2000	4250	2274	480
Thrust Efficiency (%)	48	69	71	61	40
Specific impulse (s)	2390	3400	3550	3280	1950
Thrust (mN)	18	79	165	92	19
Xenon Mass Flow (mg/s)	0.71	2.36	4.71	2.86	1.02
Weight (Kg)	6.2	13.7	13.7	8.2	8.2

사용하여 궤도 천이와 위치유지임무를 수행 할 수 있다[13]. 사용된 전기추력기는 약 2.0-4.5 kW 급 L3 Electron Devices사의 이온추력기(XIPS-25)를 4기 사용하였다[13,32]. Fig. 8과 Table 3에 XIPS의 사진과 성능을 정리하였다[33].

### 3. 유 럽

유럽에서는 전기추력기를 이용하여 Smart-1, GOCE, Bepi-Colombo 등의 우주임무를 수행하였다[13,14,34]. 가장 잘 알려진 Smart-1(Fig. 9)의 경우, 2003년 발사하여 정지천이궤도(Geostationary transfer orbit)에서 달까지 전기추력기를 이용하여 이동하였다[34]. 탐사에 활용된 전기추력기는 홀추력기로 Safran사의 PPS-1350을 사용하였다.[35] PPS-1350은 대표적인 홀추력기 SPT-100과 같이 방전 채널의 크기가 10 cm인 홀추력기로, 소모전력 약 1.5 kW, 추력 90 mN, 비추력 1660 s의 성능을 가지고 있다. Smart-1 임무에서는 1072일간 약 5000시간동안 추력기를 운전하였으며, 82 kg의 Xe 연료를 사용하여 del-v 3.7 km/s를 발생시켜 370 kg의 위성을 달까지 이동하는데 성공하였다[35,36].

연구개발은 ESA를 중심으로 주로 유럽 내의 위성 및 추진시스템 회사들과 협력체계를 구축하여 진행 중이다. Safran, Arian Group, QinetiQ, OHB 등의 회사를 중심으로 전기추력기 시스템이 개발되고 있으며, 주로 정지궤도 위성의 위치유지, 궤도천이 등과 같은 실용화를 위

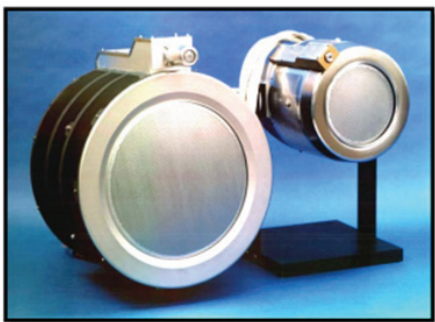


Fig. 8 XIPS Ion thruster[33].

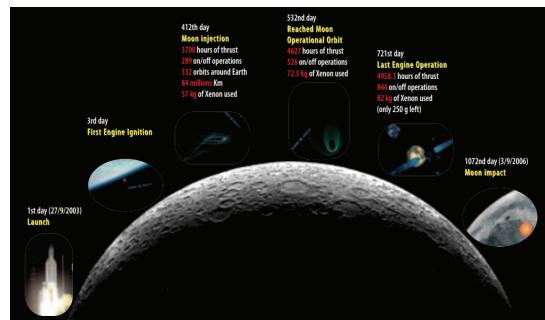


Fig. 9 ESA's Smart-1 Mission.

해 전기추진 시스템을 활용하고자 개발하고 있다[13,14]. 주로 홀 추력기를 사용한 우주임무들이 많으며, 새로운 추력기의 개발보다는 기존의

홀추력기와 이온추력기를 이용하여 위성에서의 활용성을 증가시키는 추세이다.

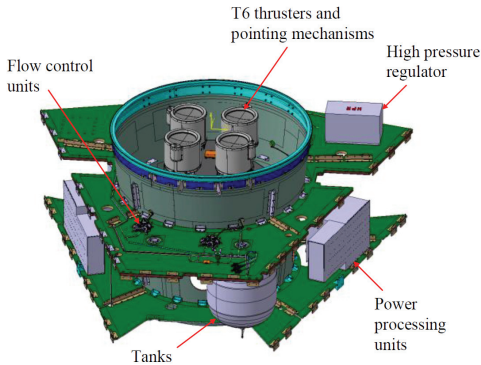


Fig. 10 Electric propulsion system of Bepi-Colombo[37].

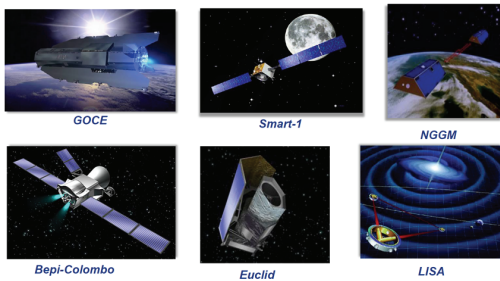


Fig. 11 ESA's Science and Earth Observation Satellites[14].

### 3.1 ESA

ESA에서는 우주탐사 임무로는 Smart-1과 Bepi-Colombo에서 전기추력기를 사용하였다[14]. Bepi-Colombo는 이온추력기를 사용하여 수성을 탐사하는 임무를 수행하고 있는데, 전력 약 10.5 kW, 연료 580 kg, 비추력 3800 s, 추력 120-290 mN의 요구조건을 만족시키기 위해서 QinetiQ사의 T6 이온추력기 4기를 탑재하였다(Fig.10) [37].

2009년 발사된 중력장 측정과 지구관측을 위한 GOCE (Gravity field and steady-state Ocean Circulation Explorer)를 통해 저궤도(약 275 km)에서 전기추력기를 이용하여 궤도 보정 및 항력 보상(Drag compensation)을 수행하였으며, 이를 기반으로 향후 NGGM (NEXT Generation Gravity Mission), LISA (Laser Interferometer Space Antennas)와 같은 위성의 정교한 제어를 요구하는 임무에 저전력 전기추력기를 활용하고자 계획하고 있다(Fig. 11)[14].

ESA의 우주탐사와 과학임무에 더하여, 유럽에서는 위성에서 전기추력기의 실용화가 더 활발하게 진행되고 있다. Table 4에 유럽의 상업용 통신위성들의 전기추력기 활용과 개발현황을 나타내었다(2018년 기준)[14]. ESA의 ARTEMIS 플랫폼의 경우만 이온추력기를 사용하였으며, 다른 플랫폼의 경우 모두 홀추력기를 사용하였다. 현재까지 발사된 Eurostar E3000, AlphaBus, SpaceBus 등의 위성은 Safran의 PPS-1350 홀추력기를 사용하였으며, 대부분의 임무는 NSSK 위치유지로 제한적으로 사용되었다. 2021년과 2019년 발사될 ELECTRA(Fig. 12)와 NEOSAT은 약 5.0 kW급 홀추력기 PPS-5000을 사용하여 Boeing 에서와 같이 자세제어부터 궤도상승(Orbit Raising)까지 활용할 계획이다[14,38,39]. Safran의 PPS-5000은 최대 전력 5kW, 추력 316 mN, 비추력 2000 s의 성능을 가지고 있으며, 정지궤도로의 궤도상승 임무는 4기의 추력기를 사용하여 약 4-5개월 동안 진행될 예정이다[14,38-41].

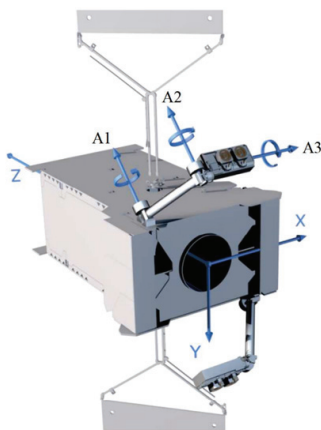


Fig. 12 Electra satellite with EP and boom kinematic[41].

### 3.2 Safran

Safran에서는 홀추력기 시스템인 1.5 kW급 PPS-1350과 5kW 급 PPS-5000 두 가지 추력기를 연구개발하고 있다. 추력기의 플라즈마 진단과 특성 분석은 주로 CNRS와 같은 연구소에서 수

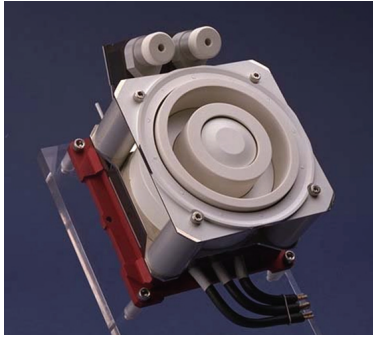


Fig. 13 Safran PPS-1350[42].

행하며 회사에서는 추력기 개발을 중점적으로 진행하고 있다. Smart-1에서 사용된 PPS-1350 (Fig. 13)을 기반으로 유럽의 다수의 위성에 홀추력기를 탑재하였으며 향후 궤도상승과 같은 고난이도 임무 수행을 위한 5 kW 추력기인 PPS-5000을 개발하고 있다. Safran에서 개발 중인 추력기는 kW당 추력이 약 50-60 mN이며 비추력 약 1660-2000 s의 성능을 가지고 있다.

### 3.3 QinetiQ

QinetiQ에서는 Kaufman DC 방전을 이용한 이온추력기를 개발하고 있다. ESA의 GOCE 위성에서 1 kW급 T5 이온추력기를 탑재하였고, 5 kW급 T6 추력기를 개발하여 Bepi-Colmobo 위성에서 탑재하였다[43]. 개발된 추력기와 상세한 성능은 아래 Fig. 14과 Table 5에 나타내었다.

Table 4. Telecommunication applications with electric propulsion in Europe[14].

Platform	Prime Contractor	Status	Platform Mass Range (tonnes)	Platform Power Range (kW)	EP Function	EP Thruster	Type
ARTEMIS	Thales Alenia Space-Italy	Flight Proven	3	3	NSSK (OR during recovery)	2 X UK-10 (T5) 2 X RIT-10	GIE
Eurostar E3000	Astrium	Flight Proven	4.5 - 6.0	9.0-16	NSSK	4 X SPT-100	HET
SpaceBus	Thales Alenia Space	Flight Ready			NSSK	4 X PPS-1350G	HET
AlphaBus	Astrium / Thales	Flight Proven	6.0 - 6.5	12.0-18	NSSK	4 X PPS-1350G	HET
AlphaBus Extension	Astrium / Thales	Flight Proven	<8.4	12-22	NSSK, Orbit Topping	4 X PPS-1350G 4 X PPS-1350G OPTIONT-6	HET /GIE
SGEO	OHB	PFM2014	3.2	6.5	NSSK, EWSK, Momentum Management	8 X SPT-100 Or 8 X HEMPT	HET /HE MPT
NEOSAT	Airbus/Thales	Under development	3.0-6.0	15-25	NSSK, Orbit Raising	4XPPS5000	HET
ELECTRA	OHB	Under development	3.2	7	NSSK, Orbit Raising	4XPPS5000	HET



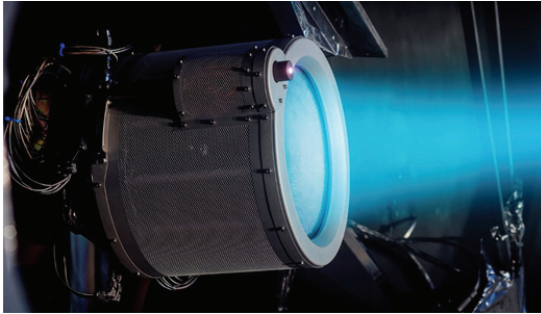


Fig. 14 QinetiQ's T6 ion thruster[43].

Table 5. Specification of QinetiQ's ion thrusters[43].

Thruster	T5	T6	T7
Power class	1 kW	5 kW	7 kW
Mass	2 kg	8.5 kg	13 kg
Grid diameter	10 cm	22 cm	30 cm
Discharge type	Kaufman	Kaufman	Ring Cusp

최근에는 T5와 T6를 바탕으로, 7 kW급 이온추력기인 T7을 개발하고 있다.

#### 4. 일 본

일본에서는 JAXA/ISAS에서 개발한 마이크로웨이브(Microwave)방식의  $\mu 10$  이온추력기를 사용하여 소행성 Itokawa의 샘플을 채취하여 귀환한 Hayabusa 임무가 전기추력기를 활용한 대표적인 사례이다(Fig. 15)[44,45]. 약 추력 8 mN, 비추력 3000 s의 이온추력기를 사용하여 총 25590 시간동안 약 2.2 km/s의 del-v를 발생시켜 탐사임무를 수행하였다[46]. 이를 바탕으로, Hayabusa-2 임무를 계획하여 2014년 발사하였으며, 추진 시스템은 기존의  $\mu 10$ 의 성능을 일부 개선한 유사한 이온추력기를 사용하였다. 자세한 Hayabusa 추력기의 추력 성능 및 사양을 아래에 Table 6에 정리하였으며, 현재 Hayabusa2 임무는 2020년 지구에 귀환을 목표로 진행 중이다.[46] 또한, 위성임무로는 저궤도위성인 SLATS



Fig. 15 Hayabusa with ion thruster[44].

Table 6. Specification and Mission requirements of Hayabusa and Hayabusa2[46].

	Hayabusa	Hayabusa2
Thrust per Thruster (mN) (MOL)	4.4-7.6	6.3-9.0
Specific Impulse (s) (MOL)	2760-3000	2740-2890
System Power (W) (MOL)	280-1150	380-1230
Total Operational Hours (h · units)	39637	< 41100
Powered Flight Duration (h)	25590	13140
Total Impulse (MN · s)	1	1.2
Total Delta-V (km/s)	2.2	2
Dry Mass (kg)	61	66
Xenon (kg)	66.2	66.5
Spacecraft Mass (kg)	510	608.6

(Super Low Altitude Test Satellite)에 약 추력 10-28 mN급, 비추력 2000 s급 이온추력기를 탑재하여 180-250 km 궤도에서 운용하였다[47].

일본에서의 연구개발은 JAXA를 중심으로 산학연 협력을 구축하고 있다. 대부분의 수행중인 연구들은 주로 The University of Tokyo, Tohoku University, Nagoya University, Osaka Institute of Technology, Kyushu University 등 약 10개 이상의 학교들이 JAXA와 협업하여 연구개발을 이끌고 있다.

4.1 JAXA/ISAS

최근 일본에서는 Hayabusa 임무를 통해 개발한  $\mu 10$  이온추력기에 더하여, 고전력 홀추력기에 대한 연구 개발이 활발하다[48]. Fig. 16의 JAXA의 전기추력기 개발 로드맵 초안에 따르면, 약 1 kW 급 이하의 추력기는 이온추력기를 활용하지만 2021년 발사될 ETS-9 (Engineering Test Satellite)[49]의 Full-EP 시스템과 달 화물선 및 유인우주선 모두 자체 개발한 홀추력기를 탑재하고자 계획하고 있다. 이는, 상대적으로 추력밀도가 낮은 이온추력기보다 고추력 임무에서 전력활용위가 넓은 홀추력기 개발을 선택한 것으로 사료된다. 현재는 기존의 SPT 타입 추력기와는 구조가 다른 약 5kW급 TAL(Thruster with Anode Layer) 타입 홀추력기를 개발하여 향후 우주임무를 수행하고자 계획하고 있다[50,51]. 이를 바탕으로, 현재 진행중인 RAIJIN 임무를 통해 25 kW 우주 추진시스템(5 kW급, 5기)을 개발하여, 향후 우주 임무에서 자체개발한 홀추력기를 활용하고자 준비하고 있다[49-51].

4.2 The University of Tokyo

도쿄대에서는 홀추력기, 이온추력기, 펄스플라즈마추력기 등 다양한 추력기의 연구 개발을 일본 내에서 가장 활발하게 진행하고 있다[50].

최근 주요사업으로 진행 중인 홀추력기 연구의 경우, 5 kW급 홀 추력기를 개발하여 25 kW급 시스템을 개발하는 과제인 RAIJIN 임무를 위해 2 kW급 TAL 홀추력기(Fig. 17)를 디자인하고 평가하는 임무를 주요 업무로 진행하고 있다. 홀

추력기에서 성능과 수명에 주요한 역할을 하는 방전채널 소재와 자기장 특성 변화를 통한 추력기 최적화 연구를 진행하고 있다[50].

이온추력기는 약 40 W급 추력기를 개발하여, HODOYOSHI-4와 PROCYON 위성에 탑재하여 운용하였다. HODOYOSHI-4는 약 65 kg급 저궤도 소형위성으로, 건조질량 7.1 kg, 크기,  $34 \times 26 \times 16 \text{ cm}^3$ , 소모전력, 39 W, 추력 300  $\mu\text{N}$ , 비추력 1200 s의 성능을 가지고 있는 이온추력기를 탑재하였다[50]. PROCYON는 67 kg급 소형 탐사위성으로, Hayabusa-2와 함께 발사되었다. 추력 시스템은 전력 38 W, 추력 350  $\mu\text{N}$ , 비추력 1000 s의 이온추력기와 8기의 8 W급 냉가스 추력기를 탑재하였다(Fig. 18)[50].

4.3 Osaka Institute of Technology (OIT)

OIT에서는 홀추력기, 아크젯추력기, MPD 추력기, 펄스플라즈마추력기 등 다양한 종류의 전기추력기를 개발하고 있다. 가장 활발하게 연구하고 있는 홀추력기의 경우, 주요과제인 RAIJIN의 추력기 개발을 위한 TAL 타입 추력기와 SPT 타입 추력기, 원통형 타입의 홀추력기를 개발하고 있다(Fig. 19)[50]. 개발된 원통형 홀추력기는 추력 1.1-5.5 mN, 비추력 366-1853 s, 효율 8.6-36.4%의 성능을 가지고 있으며, 3rd PROITERES 나노위성에 탑재되었다. 또한, 전력 약 32 J의 PPT를 개발하여, 1st PROITERES와 2nd PROITERES 나노위성에 탑재하였다[50].

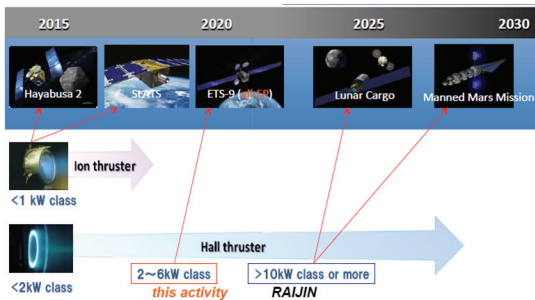


Fig. 16 Electric Propulsion Roadmap at JAXA[48].

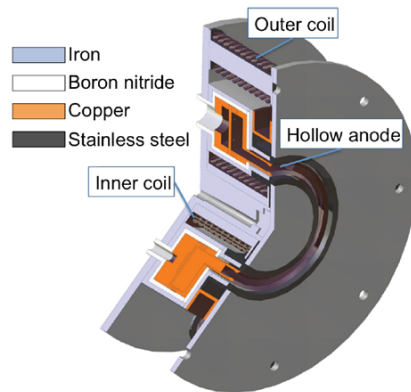


Fig. 17 UT-58 Thruster with anode layer[50].

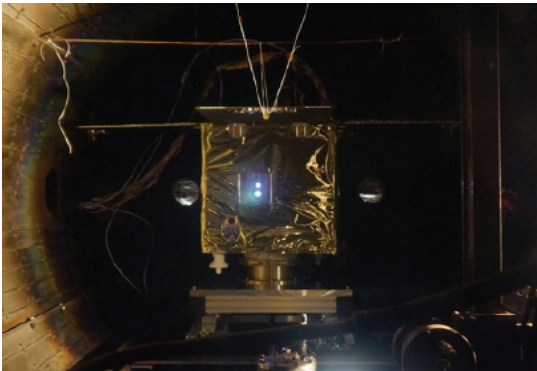


Fig. 18 Firing of ion thruster on PROCYON satellite [50].

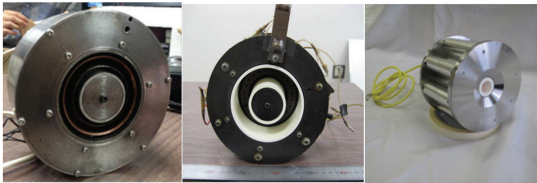


Fig. 19 TAL type(left), SPT type(middle), Cylindrical(right) Hall thrusters[50].

## 5. 요약

본 논문에서는 저궤도부터 우주탐사선까지 위성 크기와 궤도에 상관없이 세계적으로 활발하게 활용되고 있는 전기추력기의 연구개발 현황과 동향에 대해서 살펴보았다.

미국에서는 NASA를 중심으로, Deep Space1, Dawn 등 우주탐사는 물론 우주화물선, 유인우주선 등의 고난이도 임무를 전기추력기를 통해 수행하고자 수백 kW급 전기추력기를 개발 중이다. 또한, 상업용 위성에서도 전기추력기만을 이용한 Full-EP 위성 플랫폼을 개발하여 상업화하였다.

유럽에서도 ESA를 바탕으로, Smart-1, Bepi-Colombo와 같은 우주탐사 임무에 전기추력기를 적극적으로 활용하고 있으며, 상용위성에 자세제어나 궤도조정 임무를 전기추력기를 통해 수행하고 있다. 미국과 같이 All-EP 시스템의 발사를 준비하고 있으며, 궤도천이를 위한 고전력 전기추력기 시스템을 개발하고 있다.

일본에서는 JAXA/ISAS를 중심으로 진행된 Hayabusa 임무를 통해, 소행성 탐사를 수행하였으며, 추후 정지궤도 통신위성에 Full-EP 시스템을 도입하고자 준비하고 있다. 고전력 전기추력기의 개발을 통해 Full-EP는 물론 우주화물선, 유인우주탐사 같은 국제 우주임무에 참여하고자 계획하고 있다.

요약하면, 세계적으로 상업용 통신위성의 경우 발사비용 감소를 위해, 개발된 Full-EP 위성을 향후 5년안에 대부분 상용화하여 사용할 것으로 보이며, 장시간 추력을 내야하는 궤도천이, 심우주탐사, 유인우주 탐사를 위해 수십 kW급 이상의 고전력 전기추력기 개발을 진행하고 있는 추세이다. Part II에서는 국내의 전기추력기 연구개발 현황을 다루고자 한다.

## References

1. Kim, H., "Multiply Charged Ion Generation and Effects on Performance and Ion Beam Characteristics in Hall Thruster Plasmas," Ph. D. Dissertation, Department of Physics, Korea Advanced Institute of Science and Technology (KAIST), Daejeon, Korea, 2017.
2. Goebel, D.M. and Katz, I., *Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters*, vol. 1, John Wiley & Sons, 2008.
3. Stephens, G.L., Vane, D.G., Boain, R.J., Mace, G.G., Sassen, K., Wang, Z., Illingworth, A.J., O'Connor, E.J., Rossow, W.B., Durden, S.L., Miller, S.D., Austin, R.T., Benedetti, A., Mitrescu, C., and the CloudSat Science Team., "The CloudSat Mission and the A-Train: A New Dimension of Space-based Observations of Clouds and Precipitation," *Bulletin of the American Meteorological Society*, Vol. 83, pp. 1771-1790, 2002.
4. Micci, M.M. "Micropropulsion for Small Spacecraft," Vol. 187, *American Institute of*

- Aeronautics and Astronautics*, 2000.
5. Miller, D. and Spores, R., "Proceedings of the Formation Flying and Micropropulsion Workshop," Unpublished, Oct, pp. 20-21, 1998.
  6. Wertz, J.R. and Larson, W.J., eds., *Space Mission Analysis and Design*, Torrance, California: Microcosm Press, 1999.
  7. Garner, C.E. and Rayman, M.D., "In-Flight Operation of the Dawn Ion Propulsion System Through Completion of Dawn's Primary Mission," *AIAA Propulsion and Energy Forum, 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2016.
  8. Garner, C.E., Rayman, M.D., and Brophy, J.R., "In-Flight Operation of the Dawn Ion Propulsion System Through Year One of Cruise to Ceres," *30th International Symposium on Space Technology and Science, 34th International Electric Propulsion Conference (IEPC) and 6th Nano-satellite Symposium*, Japan, 2015.
  9. Racca, G., "An Overview of the SMART-1 Mission," *50th IAF Congress*, 1999.
  10. Racca, G., "European Electric Propulsion Activities and Programmes," *Acta Astronautica* 47.2-9, 2000.
  11. Komurasaki, K. and Kuninaka, H., "Overview of Electric Propulsion Activities in Japan," *43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, USA, 2007.
  12. Takegahara, H., Kuninaka, H., Funaki, I., Ando, A., Komurasaki, K., Koizumi, H., Schönherr, T., Shinohara, S., Tanikawa, T., Nakano, M., Nakayama, Y., Sasoh, A., Miyasaka, T., Tahara, H., Yamamoto, N., and Kakami, A., "Overview of Electric Propulsion Research Activities in Japan," *30th International Symposium on Space Technology and Science, 34th International Electric Propulsion Conference and 6th Nano-satellite Symposium*, Japan, 2015.
  13. Gonzalez, J.A., "Activities on Electric Propulsion at ESA," *SPACE PROPULSION*, 2016.
  14. Gonzalez, J.A., "European Space Agency (ESA) Electric Propulsion Activities," *SPACE PROPULSION*, 2018.
  15. Schmidt, G., Jacobson, D., Patterson, M., Ganapathi, G., Brophy, J., and Hofer, R., "Electric Propulsion Research and Development at NASA," *SPACE PROPULSION*, 2018.
  16. World Wide Web location <https://www.jpl.nasa.gov/infographics/infographic.view.php?id=10751>
  17. Brophy, J.R., Eters, M.A., Gates, J., Garner, C.E., Klatte, M., Lo, C.J., Marcucci, M.G., Mikes, S., Mizukami, M., Nakazono, B., and Pixler, G., "The Dawn Ion Propulsion System - Getting to Launch," *the 30th International Electric Propulsion Conference*, Italy, 2007.
  18. Brophy, J.R., Marcucci, M.G., Ganapathi, G. B., Gates, J., Garner, C.E., Klatte, M., Lo, J., Nakazono, B., and Pixler, G., "Implementation of the Dawn Ion Propulsion System," *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, USA, 2005.
  19. Sovey, J.S., Rawlin, V.K., and Patterson, M. J., "Ion Propulsion Development Projects in U. S.: Space Electric Rocket Test 1 to Deep Space 1," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 17, No. 3, pp. 517-526, 2001.
  20. World Wide Web location <https://www.nasa.gov/planetarydefense/dart>
  21. Jackson, J., Allen, M., and Myers, R., "100 kW Nested Hall Thruster System Development," *35th International Electric Propulsion Conference*, IEPC-219, USA, 2017.
  22. Glover, T.W., Chang Diaz, F.R., Squire, J.P., Jacobson, V.P., Chavers, D.G., and Carter, M.D., "Principal VASIMR Results and Present Objectives," *In AIP Conference*

- Proceedings*, Vol. 746, No. 1, pp. 976-982. AIP, 2005.
23. Slough, J., Kirtley, D., and Weber, T., "Pulsed Plasmoid Propulsion: The ELF Thruster", *The 31th International Electric Propulsion Conference*, IEPC-265, 2009.
  24. World Wide Web location <https://www.nasa.gov/feature/goddard/lunar-icecube-to-take-on-big-mission-from-small-package>
  25. World Wide Web location [http://www.busek.com/index\\_htm\\_files/70010819%20RevA%20Data%20Sheet%20for%20BIT-3%20Ion%20Thruster.pdf](http://www.busek.com/index_htm_files/70010819%20RevA%20Data%20Sheet%20for%20BIT-3%20Ion%20Thruster.pdf)
  26. Herman, D.A., Tofil, T.A., Santiago, W., Kamhawi, H., Polk, J.E., Snyder, J.S., and Allen, M., "Overview of the Development and Mission Application of the Advanced Electric Propulsion System (AEPS)," NASA/TM-2018-219761, 2018.
  27. World Wide Web location <https://spacenews.com/op-ed-lunar-gateway-or-moon-direct/>
  28. World Wide Web location <https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/20180327-crusan-nac-heoc-v8.pdf>
  29. World Wide Web location <http://pepl.engin.umich.edu/>
  30. Mikellides, I.G., Katz, I., Hofer, R.R., and Goebel, D.M., "Magnetic Shielding of a Laboratory Hall Thruster. I. Theory and Validation," *Journal of Applied Physics*, Vol. 115, No. 4, 043303, 2014.
  31. Hofer, R.R., Goebel, D.M., Mikellides, I.G., and Katz, I., "Magnetic Shielding of a Laboratory Hall Thruster. II. Experiments," *Journal of Applied Physics*, Vol. 115, No. 4, 043304, 2014.
  32. World Wide Web location <http://www.apcon.aero/news/boeing702.pdf>
  33. World Wide Web location [https://www.l3t.com/edd/pdfs/datasheets/EP\\_Thrusters-XIPS\\_PPU%20Overview%20datasheet.pdf](https://www.l3t.com/edd/pdfs/datasheets/EP_Thrusters-XIPS_PPU%20Overview%20datasheet.pdf)
  34. Gonzalez, J.A., "Review of ESA Experimental Research Activities for Electric Propulsion," No. RTO-EN-AVT-194. EUROPEAN SPACE AGENCY NOORDWIJK (NETHERLANDS), 2011.
  35. World Wide Web location <https://www.safran-aircraft-engines.com/space-engines/satellites/PPS-1350-g>
  36. World Wide Web location [http://www.esa.int/esapub/bulletin/bulletin129/bul129e\\_estublier.pdf](http://www.esa.int/esapub/bulletin/bulletin129/bul129e_estublier.pdf)
  37. Gray, H.L., Randall, P.N., Chan, K.K., and Giannetti, V., "Flexible Operations of the Bepicolombo Electric Propulsion System," *Space Propulsion*, 2018.
  38. World Wide Web location <https://www.ohb-system.de/electra-358.html>
  39. World Wide Web location <https://neosat.cnes.fr/en/neosat-0>
  40. World Wide Web location <http://www.diva-portal.org/smash/get/diva2:1287127/FULLTEXT01.pdf>
  41. Luebberstedt, H., Bastante, J.C., Lau, M., Beekmans, S., de Tata, M., and Schneider, A., "Electra - Full Electric Propulsion Satellite Platform for GEO Missions," (2017).
  42. World Wide Web location [https://www.esa.int/spaceinimages/Images/1998/01/SMART-1\\_plasma\\_thruster](https://www.esa.int/spaceinimages/Images/1998/01/SMART-1_plasma_thruster)
  43. World Wide Web location <https://www.qinetiq.com/what-we-do/space/electric-propulsion>
  44. Komurasaki, K. and Kuninaka, H., "Overview of Electric Propulsion Activities in Japan," *43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, USA, 2007.
  45. Saito, Y., Kinefuchi, K., Nagao, Noki., and Okita, K., "R&D Activities of Electric Propulsion in Japan," *34th International Electric Propulsion Conference and 6th Nano-satellite Symposium*, IEPC-28, 2015.
  46. Nishiyama, K., Hosoda, S., Ueno, K., Tsukizaki,

- R., and Kuninaka, H., "Development and Testing of the Hayabusa2 Ion Engine System," *34th International Electric Propulsion Conference and 6th Nano-satellite Symposium*, IEPC-333, 2015.
47. World Wide Web location <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/s/slats>
48. Funaki, I., Iihara, S., Cho, S., Kubota, K., Hiroki, W., Fuchigami, K., and Tashiro, Y., "Hall Thruster Development for All-electric Propulsion Satellite and Deep Space Explorers," *The 8th Asian Joint Conference on Propulsion and Power*, AJCPP-047, 2016.
49. World Wide Web location [https://space.skyrocket.de/doc\\_sdat/ets-9.htm](https://space.skyrocket.de/doc_sdat/ets-9.htm)
50. Takegahara, H., Kuninaka, H., Funaki, I., Ando, A., Komurasaki, K., Koizumi, H., Schoenherr, T., Shinohara, S., Tanikawa, T., Nakano, M., and Nakayama, Y., "Overview of Electric Propulsion Research Activities in Japan," *34th International Electric Propulsion Conference and 6th Nano-satellite Symposium*, IEPC-01, 2015.
51. Hamada, Y., Kawashima, R., Komurasaki, K., Yamamoto, N., Tahara, H., and Miyasaka, T., "Development Status of 5 kW Class Anode-Layer Type Hall thruster: RAIJIN94," *the 35th International Electric Propulsion Conference*, IEPC-412, 2017.