

Technical Paper

DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2021.25.5.065>

700 W급 홀 전기추력기 랩모델 연구개발

도근태^a · 김영호^b · 이동호^a · 박재홍^c · 최원호^{b,a,*}

Development of a 700 W Class Laboratory Model Hall Thruster

Guentae Doh^a · Youngho Kim^b · Dongho Lee^a · Jaehong Park^c · Wonho Choe^{b,a,*}^aDepartment of Physics, Korea Advanced Institute of Science and Technology, KAIST, Korea^bDepartment of Nuclear and Quantum Engineering, KAIST, Korea^cSpace Exploration Engineering Program, Department of Aerospace Engineering, KAIST, Korea* Corresponding author. E-mail: wchoe@kaist.ac.kr

ABSTRACT

700 W class laboratory model Hall thruster, which can be used for the orbit control or station keeping of small satellites, was developed. The size of the discharge channel was determined using a scaling law, and the magnetic field was designed to be symmetric with respect to the midline of the discharge channel and to be maximized outside the discharge channel. Base pressure of a vacuum chamber was maintained below 2.0×10^{-5} Torr during experiments, and the thrust was measured by a thrust stand. The anode flow rate and coil current were varied with the fixed anode voltage at 300 V. Under the operation condition at 2.36 mg/s anode flow rate and 2.4 A coil current, performance was optimized as 38 mN thrust, 1,540 s total specific impulse, and 50 % anode efficiency at 620 W anode power.

초 록

소형위성의 궤도조정 및 궤도유지에 활용될 수 있는 700 W급 홀추력기 랩모델을 개발하였다. 스케일링 방정식을 사용하여 방전채널의 크기를 선정하였으며, 자기장이 방전채널 중심선을 기준으로 대칭성을 가지면서 방전채널 바깥에서 최대가 되도록 설계하였다. 개발된 홀추력기의 방전시험은 2.0×10^{-5} Torr 이하의 배경압력을 갖는 진공 환경에서 수행되었으며 추력 스탠드를 이용하여 추력을 측정하였다. 양극전압을 300 V로 고정하고 양극유량과 코일전류를 변수로 하여 추력을 측정하였으며, 양극유량 2.36 mg/s, 코일전류 2.4 A 조건에서 양극전력 620 W에서 추력 38 mN, 통합비추력 1,540 s, 양극효율 50 %로 가장 높은 성능을 보였다.

Key Words: Hall Thruster(홀추력기), Electric Propulsion(전기추력기), LEO Satellite(저궤도 위성)

Received 4 June 2021 / Revised 30 August 2021 / Accepted 5 September 2021

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2021년도 춘계학술대회(2021. 5. 26-28, 라마다프라자 제주호텔) 발표논문을 심사하여 수정보완한 것임.]

1. 서 론

홀추력기(Hall thruster)는 1960년대 구 소련과 미국에서 독자적으로 개발된 정전형 이온빔 장치이며, 1971년, 구 소련의 OKB Fakel에서 개발

된 20 mN급 홀추력기 SPT-60이 Meteor 1-10 위성에 탑재되어 성공적으로 운용됨으로써 그 효율성이 검증되었다[1]. 홀추력기는 플라즈마를 발생시킴에 따라 생성되는 이온을 축방향 전기장을 따라 가속해 분출시켜 추력을 얻는 장치로 구동 원리를 요약하면 다음과 같다[2]. i) 방전채널 외부에 위치한 음극에서 전자를 방출하고, 방전이 일어나는 채널 내에 위치한 양극을 통해 연료가스를 분사한다. 방전채널 내 전자는 연료가스 중성입자와 충돌해 중성입자를 이온화시킨다. ii) 전자석 또는 영구자석으로부터 인가된 자기장에 의해 자화된 전자는 반경방향 자기장과 양극-음극 간의 축방향 전기장에 의해 방위각 방향으로 ExB 표류운동을 하게 된다. 전자의 표류운동에 의해 축방향으로의 플라즈마 전기전도도가 감소하며 축방향으로 급격한 전위차가 생성된다. iii) 이온은 축방향의 급격한 전위차에 의해 가속되어 방전채널 밖으로 분출되면서 추력이 발생된다.

홀추력기는 일반적으로 비추력이 1,500 s 이상으로 큰 편이고 소모전력 대비 추력이 50 mN/kW 이상이며 추력밀도가 높은 장점으로 인해 수요가 꾸준히 증가하였으며, 2010년대에 들어서는 전기추력기 중 가장 많이 사용된 전기추력기로 집계되었다[3]. 최근에는 전자기술과 광학기술의 발달로 인해 소형위성으로도 고부가 가치의 임무수행이 가능해져, 위성의 발사비용을 크게 절감할 수 있게 되었다. 발사비용 절감에 따라 활용가치가 매우 높은 위성 군집비행에 대한 민간기업의 진입장벽이 낮아져 해외에서는 SpaceX, Amazon, OneWeb 등 민간기업의 인공위성 활용사업 진출이 잇따르고 있다. 특히 12,000대의 250 kg급 위성을 통한 전세계 인터넷 망 구축을 진행 중인 SpaceX의 Starlink 위성 각각에는 홀추력기가 탑재되어 운용되고 있다[4].

오늘날까지 국내에서는 홀추력기 연구가 대학 위주의 기초연구로 수행되었다[5,6]. 본 연구팀과 인공위성연구센터에서 공동개발한 10 mN, 200 W급 홀추력기가 2013년에 발사된 과학기술위성 3호에 탑재되어 성공적으로 운용된 바 있으며, 본 기술이 (주)썬트렉아이에 이전되어 Dubaisat-2

와 Deimos-2 위성에 탑재되어 상용화되었다. 전기추력기를 활용하여 300 - 500 kg급 소형위성의 궤도유지 및 궤도조정을 수행하기 위해서는 보다 높은 추력이 필요하다. 본 연구에서는 300 - 500 kg급 소형위성의 궤도유지 및 궤도조정에 활용 가치가 높은 700 W급 홀추력기 랩모델을 개발하였다. 본 논문에서는 동급 홀추력기의 동향, 추력기 설계과정, 시험환경 및 측정된 홀추력기의 성능을 소개한다.

2. 홀추력기 설계

2.1 동급 홀추력기

본 연구에서 개발하고자 하는 700 W급 홀추력기의 동급모델과 성능은 Table 1과 같다. 위성의 궤도조정 목적으로 100기 이상이 활용된 바 있는 러시아 OKB Fasel의 SPT-70이 대표적이며 [7], 미국 Busek의 BHT-600과 프랑스 Safran의 PPS-X00이 그를 상회하는 수준으로 잇따라 개발되었다.

2.2 홀추력기 스케일링

홀추력기 방전채널의 크기는 목표하는 소모전력에 따라 맞춰 설계되어야 한다. 설계한 홀추력

Table 1. Nominal performance of Hall thrusters at the equivalent power level[8-10].

| | SPT-70 (OKB Fasel) | BHT-600 (Busek) | PPS-X00 (Safran) |
|------------------------|-----------------------|--------------------|---------------------|
| Anode power | 660 W | 615 W | 650 W |
| Thrust | 40 mN | 42 mN | 43 mN |
| Total Specific impulse | 1,470 s | 1,650 s | 1,530 s |
| Anode efficiency | 47 % | 55 % | 53 % |
| Anode voltage | 300 V | 300 V | 300 V |
| Status | FM* | FM* | EM** |

*Flight Model, **Engineering Model

기의 성능을 예측하고 설계의 기준을 제시하기 위해 주로 1 kW 이상의 홀추력기와 물리해석을 기반으로 스케일링이 연구되었다[11,12]. 저전력 운전을 위해 홀추력기의 크기를 작게 할수록 플라즈마가 발생하는 방전채널의 부피대비 면적비가 커져 입자 및 에너지 손실이 증가하기 때문에 700 W급 홀 추력기에는 1 kW 이상의 홀추력기 기반의 스케일링 법칙이 부적합할 수 있다. 본 연구에서는 1 kW 이하의 홀추력기를 통계분석하여 도출된 스케일링 방정식 중, 양극전력이 양극전압과 방전채널 면적의 곱에 비례하는 관계식을 활용하였다[13]. 총 소모전력 700 W 중 음극전력 20 - 30 W, 코일전력 30 - 60 W이 예상되어 630 W의 양극전력과 300 V의 양극전압을 설계치로 선정하였다. 이에따라 방전채널의 내/외경이 44 mm와 72 mm로 결정되었다.

2.3 홀추력기 설계

자기장 구조 및 세기분포는 플라즈마를 유지하고 축방향 전위차를 발생시키는 전자의 운동

에 지대한 영향을 미치기 때문에 설계의 핵심요소이다. 본 연구에서는 3차원 자기장 계산이 가능한 ANSYS 사의 전자기장 시뮬레이션 프로그램 Electronics를 이용하여 홀추력기 자기장 구조를 설계하였다. 2.0 A의 코일전류 조건에서 설계한 자기력선의 형상과 반경방향 자기장의(B_r) 추력기 축방향 분포는 각각 Fig. 1(a)와 1(b)와 같다. 방전채널 중심선을 기준으로 자기장이 대칭성을 갖도록 설계되었으며, 반경방향 자기장의 최대치는 채널 출구면으로부터 약 3 mm 바깥에 형성되었다. 또한 방전채널 중심선을 따라 자기장이 최대가 되는 지점에서 방전채널 폭이 Larmor radius의 약 20배가 되도록 설계하였다.

스케일링 방정식에 따라 결정된 방전채널의 크기와 설계된 자기장을 기반으로 하여 홀추력기를 설계하였다. Fig. 2(a)는 홀추력기의 3차원 설계형상, Fig. 2(b)는 제작된 홀추력기의 조립된 모습으로 질량은 1.9 kg이다. 홀추력기 축을 감

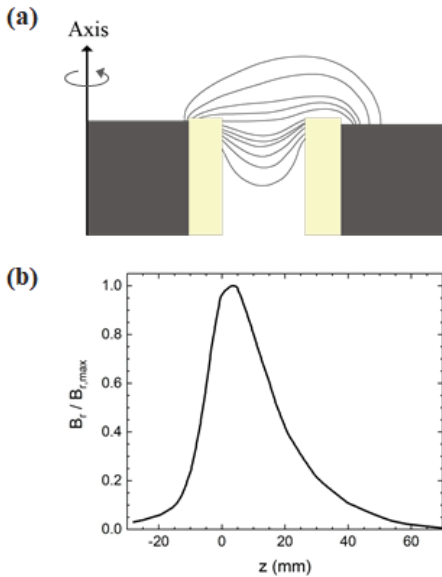


Fig. 1 (a) Calculated magnetic field-line of 30 mN class Hall thruster lab model, (b) Normalized radial magnetic field (B_r) profile along the midline of the discharge channel. $B_{r,max}$ denotes the maximum radial magnetic field.

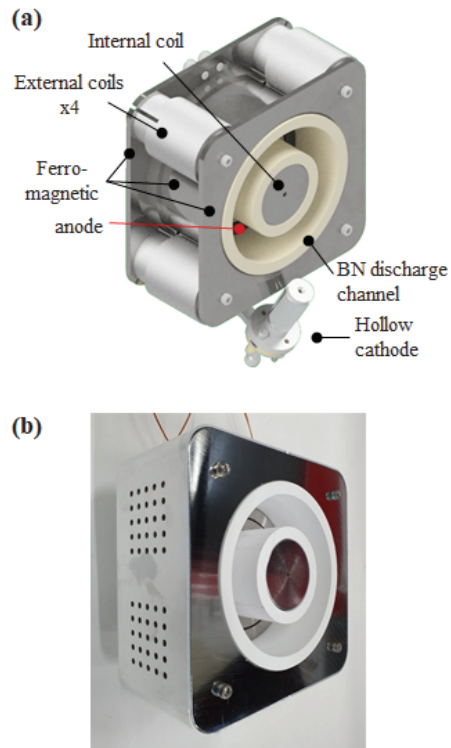


Fig. 2 (a) 3D design, and (b) fabricated assembly of 30 mN class Hall thruster lab model.

싸는 내부 코일 한 개와 방전채널 외부의 코일 네 개가 자기장을 형성하였다.

3. 실험 장치

홀추력기 실험 장비의 전체적인 모식도는 Fig. 3과 같다. 실험 장치는 홀추력기, 진공시설, 양극과 음극에 제논 가스를 공급하는 연료공급부, 양극, 코일, 음극에 전원을 공급하는 전원공급부, 추력 진단계로 구성된다.

3.1 진공설비

전기추력기의 성능 및 이온빔 특성은 운전시 진공챔버 내의 압력에 영향을 받기 때문에 우주

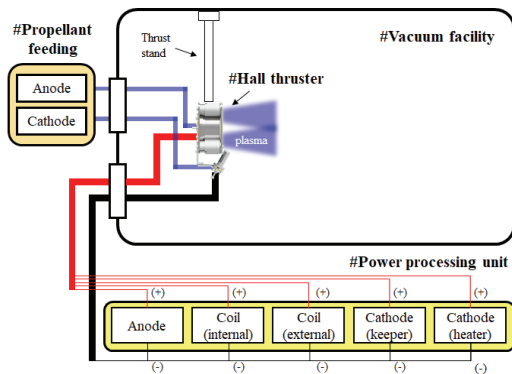


Fig. 3 Functional diagram of Hall thruster experiment.

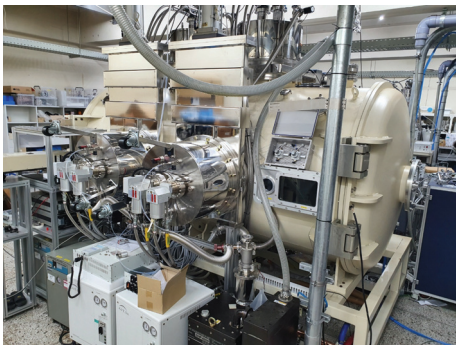


Fig. 4 Vacuum facility in Gas Discharge Physics Lab at KAIST.

환경에서의 전기추력기를 모사하기 위해서는 높은 진공도를 갖춘 시설이 필요하다. 배경압력이 높아짐에 따라 홀추력기의 성능이 의도치 않게 높게 측정되었는데, 러시아 OKB Fakel의 홀추력기 SPT-140의 경우 방전조건에 따라 3×10^{-5} Torr에서의 추력이 2×10^{-6} Torr에서보다 3-7 % 높게 측정되었으며 2×10^{-6} Torr 이하의 배경압력에서는 추력의 측정값에 변화가 일어나지 않았다 [14]. 지상시험 중 2×10^{-6} Torr의 배경압력을 유지할 수 있는 시설은 구축 비용이 매우 높기 때문에 현실적으로 3×10^{-5} Torr 이하의 배경압력을 추력 측정의 신뢰성을 갖는 범위로서 사용하고 있다[15].

본 연구에서는 지름 1.5 m, 길이 3 m의 원통형 스테인리스 스틸 진공챔버가 사용되었다(Fig. 4). 본 진공챔버에는 4대의 22인치 크라이오펌프가 설치되어 24,000 L/s의 제논 배기속도로 진공환경을 구현하였었다. 본 추력기의 운전범위에 속하는 제논가스 26 sccm 조건에서 배경압력은 1.5×10^{-5} Torr로 유지됐으며, 본 환경에서의 추력 측정값은 SPT-140의 측정결과를 비추어 볼 때 우주환경 대비 2-6 % 높을 것으로 예상된다[14].

3.2 추력 진단계

본 연구에서는 추력 스탠드를 이용하여 추력을 진단하였다. 추력 스탠드의 작동 원리는 Fig. 5(a)에서 나타내었다. 추력 스탠드에 고정된 추력기에서 추력이 발생하면 스탠드가 이온빔 분사에 반대되는 방향으로 밀리고 자기 댄퍼에 의해 안정화된다. 레이저 빔이 스탠드에 설치한 거울로부터 반사되어 PSD(Position Sensitive Detector)에 들어오도록 하면 스탠드의 움직임을 측정할 수 있게 된다. Fig. 5(b)는 추력 측정의 한 예시이다. 무게를 알고 있는 추를 이용해 캘리브레이션을 하고 추력을 발생시킴에 따른 신호 변화를 측정해 발생한 추력을 가늠하게 된다. 본 연구에 활용된 추력 스탠드는 ± 0.6 mN의 측정 오차를 가졌다.

3.3 홀추력기

홀추력기의 연료로 사용되는 제논은 원자번호

54번의 원소로 질량이 크기 때문에 동일 전압 방전에 따라 발생하는 운동량이 크고, 이온화 에너지가 낮아 이온화율이 높으며, 불활성기체이기 때문에 안전하고 방전채널과 연료 간 화학반응

에 의한 방전채널 부식이 일어나지 않는다는 장점이 있다.

본 연구에서 양극전압은 300 V로 고정되었으며, 자기장 세기와 양극유량을 변수로 하여 시험을 수행하였다. 자기장은 코일에 흐르는 전류를 제어하여 Fig. 1의 자기장 형상을 거의 일정하게 유지한 채로 세기가 조절되었다. 방전전력이 증가함에 따라 성능을 최적화하는 자기장 세기 또한 서서히 증가하는 것이 알려져 있으며[16], 본 실험에서는 자기장 설계 기준치로 사용된 코일 전류 2.0 A 조건과 자기장 세기가 10 % 증가되는 2.4 A 조건에서 실험을 수행하였다. 양극유량은 1.76 mg/s에서 2.54 mg/s 범위에서 변화시켜 양극전력을 조절하였다. 음극에는 0.2 mg/s의 유량이 인가되었으며 음극 키퍼전류는 1.5 A 정전류 상태로 고정되었다.

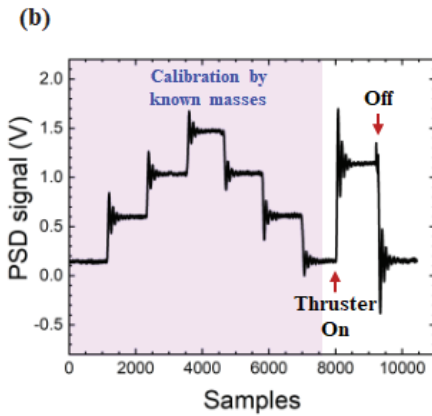
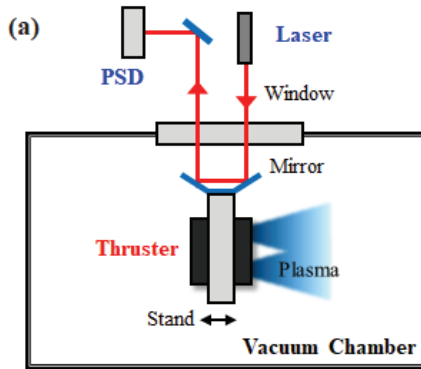


Fig. 5 (a) Diagram of a thrust stand. PSD denotes the position sensitive detector. (b) Example of a raw data during thrust measurement.

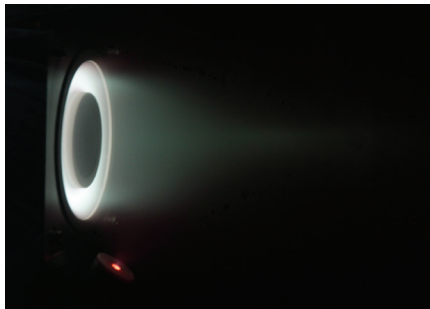


Fig. 6 Hall thruster plasma at 300 V anode voltage and 2.16 mg/s Xe flow rate.

4. 실험 결과

홀추력기의 방전이 개시됨에 따라 방전채널 내에서 강한 방출광이 관측되고 홀추력기 축을 따라 밝은 영역이 길게 형성된다. 개발된 홀추력기의 방전형상은 Fig. 6과 같다.

Fig. 7은 양극유량 증가에 따른 방전전력의 증가를 나타낸다. 통상적인 운전영역에서는 유량 증가에 따라 생성되는 이온과 전자의 밀도가 늘

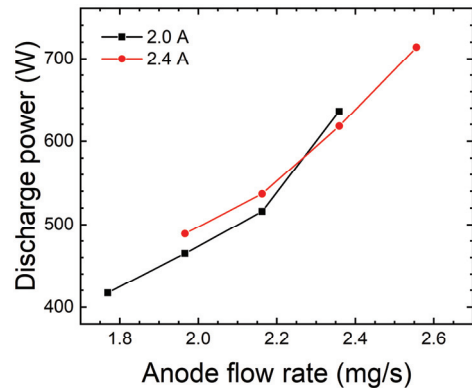


Fig. 7 Anode flow rate versus discharge power at two different coil currents.

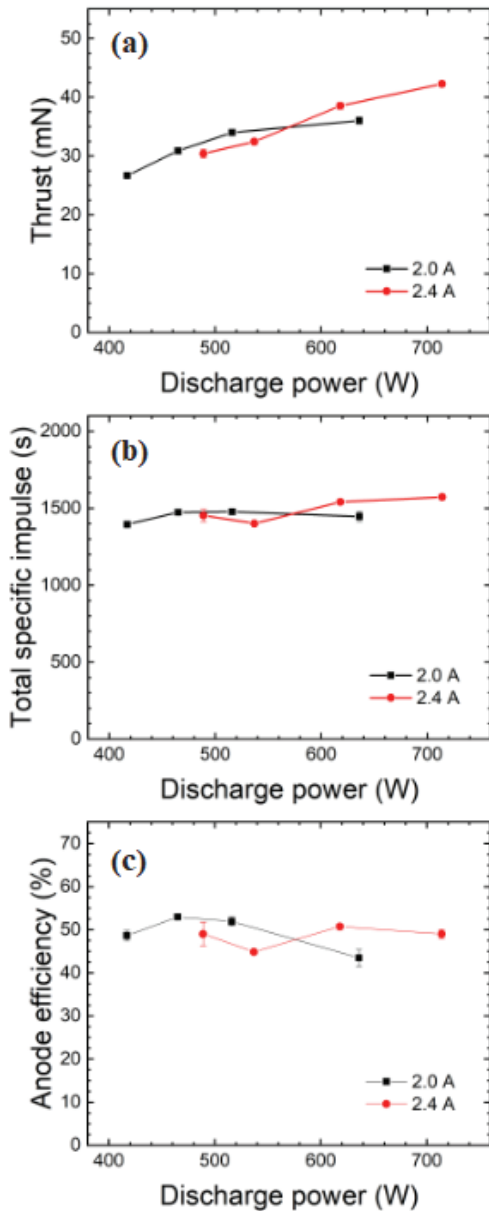


Fig. 8 (a) Thrust, (b) total specific impulse, and (c) anode efficiency versus discharge power at two different coil currents.

어나게 되며, 이에 따라 방전전력이 증가하고 추력이 증가하게 된다. 2.2 mg/s 이하의 유량을 공급한 경우에는 2.0 A의 전류를 인가한 조건에서 방전전력이 작았으며, 2.2 mg/s 이상의 조건에서는 2.4 A의 전류를 인가한 조건에서 방전전

력이 더 낮게 측정되었다.

Fig. 8은 개발된 홀추력기의 추력(T), 통합비추력($I_{sp,t}$), 양극효율(η_a)을 나타내며 통합비추력과 양극효율은 각각 Eq. 1과 Eq. 2를 통해 구하였다. \dot{m}_a 와 \dot{m}_c 는 각각 양극과 음극에 공급된 유량을, g 는 중력가속도, P_d 는 방전전력을 지칭하며 양극효율은 소모된 방전전력 중 추력을 발생하는데 사용된 에너지의 비율을 의미한다.

$$I_{sp,t} = T / (\dot{m}_a + \dot{m}_c) g \quad (1)$$

$$\eta_a = T^2 / 2\dot{m}_a P_d \quad (2)$$

방전전력 증가, 즉 양극유량이 증가함에 따라 추력이 증가하였다. 반면, 통합비추력과 양극효율은 코일전류에 따라 다른 경향을 보였다. 2.0 A의 경우 600 W를 넘어서며 통합비추력이 소폭 감소하였으며 양극효율은 방전전력이 큰폭으로 증가함에 따라 9 % 감소하였다. 2.4 A의 경우 방전전력 증가에 따라 통합비추력이 조금씩 증가하였으며, 양극효율은 50 %에서 변화가 거의 없는 것으로 확인되었다. 결과적으로 본 시험결과는 600 W 이상의 양극전력 조건에서 자기장이 10 % 높아지는 2.4 A의 코일전류를 사용함이 적합함을 나타낸다.

5. 결 론

본 연구에서는 700 W급 홀추력기 랩모델을 개발하였다. 양극전력 630 W, 양극전압 300 V를 설계치로 선정하였으며, 1 kW 이하 추력기의 스케일링 방정식을 기반으로 방전채널의 규격을 선정하였다. 자기장은 방전채널 내에서 중심선을 기준으로 대칭성을 가지고 반경방향 자기장이 방전채널 출구면 바깥에서 최대가 되도록 설계되었다. 홀추력기 방전시험은 2.0×10^{-5} Torr 이하의 진공 환경에서 수행되었으며, ± 0.6 mN의 정밀도를 갖는 추력 스탠드를 이용하여 추력을 측정하였다.

양극유량을 변화시켜 방전전력을 조절하였으며, 두 가지 코일전류 조건을 비교하여 양극전력 영역에 따른 개발된 홀추력기 랩모델의 적정 자기장을 선정하였다. 2.0 A 조건의 경우, 양극유량 2.16 mg/s 조건에서 방전전력 516 W, 추력 34 mN, 통합비추력 1,480 s, 양극효율 52 %의 최적성능을 보였다. 반면, 자기장이 10 % 증가한 2.4 A 조건의 경우, 방전전력 618 W, 추력 38 mN, 통합비추력 1,540 s, 양극효율 50 %에서 최적성능을 보였다. 결과적으로, 본 시험결과는 방전전력 600 W 이하에서는 2.0 A의 코일전류를, 600 W 이상에서는 2.4 A의 코일전류를 사용하는 것이 적절함을 의미한다. 개발된 700 W급 홀추력기의 성능은 러시아 OKB Fakel의 SPT-70의 성능을 소폭 상회하였으며, 미국 Busek의 BHT-600과 프랑스 Safran의 PPS-X00의 성능에 조금 못 미치는 결과를 보여 초기 모델로서 준수한 성능을 보였다.

후 기

본 연구는 방산기술지원센터 주관의 국방무기체계 핵심기술과제(응용연구인) '고효율 소형 추력기 설계기술' 과제의 일환으로 수행되었습니다. 또한 KAIST에 ANSYS 라이선스를 제공해준 ANSYS Korea에 감사를 표합니다.

References

- Kim, V., Popov, G., Arkhipov, B., Murashko V., Gorshkov O., Koroteyev A., Garkusha V., Semenkin A. and Tverdokhlebov S., "Electric Propulsion Activity in Russia," 27th International Electric Propulsion Conference, Pasadena, California, U.S.A., IEPC-01-05, Oct. 2001.
- Boeuf, J.P., "Tutorial: Physics and modeling of Hall thrusters," *Journal of Applied Physics*, Vol. 121, No. 1, pp. 011101, 2017.
- Lev, D., Myers, R.M., Lemmer, K.M., Kolbeck, Koizumi, J., H. and Polzin, K., "The technological and commercial expansion of electric propulsion," *Acta Astronautica*, Vol. 159, pp. 213-227, 2019.
- "Starlink," retrieved 29 Aug. 2021 from <https://en.wikipedia.org/wiki/Starlink>.
- Seo, M., "Comparison of the Low Power Hall Plasma Thruster Performance According to the Geometrical Structure of Discharge Region," Ph.D. Dissertation, Department of Physics, Korea Advanced Institute of Science and Technology, Daejeon, Republic of Korea, 2013.
- Kim, H., Choe, W., Lim, Y., Lee, S. and Park, S., "Magnetic Field Configurations on Thruster Performance in Accordance with Ion Beam Characteristics in Cylindrical Hall Thruster Plasmas," *Applied Physics Letters*, Vol. 110, No. 11, pp. 114101, 2017.
- "List of Spacecraft with Electric Propulsion," retrieved 29 Aug. 2021 from https://en.wikipedia.org/wiki/List_of_spacecraft_with_electric_propulsion.
- Hofer, R.R. and Jankovsky, R.S., "A Hall Thruster Performance Model Incorporating the Effects of a Multiply-Charged Plasma," 37th AIAA Joint Propulsion Conference, Salt Lake City, Utah, U.S.A., AIAA 2001-3322, July 2001.
- Gonzales, A.E., Hargus, W.A. and Nakles, M.R., "Non-Intrusive, Time- Resolved Hall Thruster Near-Field Electron Temperature Measurements," 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, San Diego, California, U.S.A., AIAA 2011-5587, Aug. 2011.
- Vaudolon, J., Vial, V., Cornu, N. and Habbassi, I., "PPS®X00 Thruster Development Status at Safran," 36th International Electric Propulsion Conference,

- Vienna, Austria, IEPC-2019-241, Sept. 2019.
11. Misuri, T. and Andrenucci, M., "HET Scaling Methodology: Improvement and Assessment," 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Hartford, Connecticut, U.S.A., AIAA 2008-4806, July 2008.
 12. Shagayda, A.A., "On Scaling of Hall Effect Thrusters," *IEEE Transactions on Plasma Science*, Vol. 43, No. 1, pp. 12-28, 2015.
 13. Lee, E., Kim, Y., Lee, H., Kim, H., Doh, G., Lee, D. and Choe, W., "Scaling Approach for Sub-Kilowatt Hall-Effect Thrusters," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 35, No. 6, pp. 1073-9, 2019.
 14. Snyder, J.S., Lenguito, G., Frieman, J.D., Haag, T.W. and Mackey, J.A., "Effects of Background Pressure on SPT-140 Hall Thruster Performance," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 36, No. 5, pp. 668-676, 2020.
 15. Vigés, E.A., Jorns, B.A., Gallimore, A.D. and Sheehan, J.P., "University of Michigan's Upgraded Large Vacuum Test Facility," 36th International Electric Propulsion Conference, Vienna, Austria, IEPC-2019-653, Sept. 2019.
 16. Goebel, D.M. and Katz, I., *Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters*, 1st ed., John Wiley & Sons, New York, N.Y., U.S.A., 2008.