

소형 및 초소형위성 활용을 위한 200 W 이하 저전력 홀 전기추력기 랩모델 연구개발

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

Development of Sub-200 W Laboratory Model Hall Thrusters for Small and Micro Satellites

Dongho Lee^a · Holak Kim^b · Guentae Doh^a · Youngho Kim^c ·
Jaehong Park^d · Jaejun Lee^d · Wonho Choe^{a,c,d,*}

^a Department of Physics, Korea Advanced Institute of Science and Technology, Korea

^b Satellite Research Directorate, Korea Aerospace Research Institute, Korea

^c Department of Nuclear and Quantum Engineering, Korea Advanced Institute of Science and Technology, Korea

^d Space Exploration Engineering Program, Department of Aerospace Engineering, Korea Advanced Institute of Science and Technology, Korea

* Corresponding author. E-mail: wchoe@kaist.ac.kr

ABSTRACT

Hall thrusters are one of the electric propulsion, where ions are accelerated to generate thrust and are widely utilized in space missions due to their high specific impulses. Recently, as the utilization of small and micro satellites with the mass of similar or less than 100 kg is highly increasing, the importance of research and development of the low-power electric propulsion is also raised. In this study, we developed two sub-200 W or less class, laboratory model Hall thrusters and measured the thrust and analyzed the discharge characteristics. Consequently, we obtained 2.5-9.0 mN of thrust, 600-1,150 s of specific impulse, and 15-28% of anode efficiency at 50-175 W of anode power.

초 록

홀추력기는 이온을 가속하여 추력을 얻는 전기추력기의 일종으로, 높은 비추력을 보유하여 다양한 우주임무에 활용되고 있다. 특히, 최근 다양한 우주임무 내 100 kg 내외의 소형 및 초소형위성의 활용이 가파르게 증가하면서, 이를 위한 저전력 전기추력기 연구개발의 중요성 역시 크게 증가하고 있다. 본 연구에서는 양극전력 200 W 미만의 홀추력기 랩모델 두 기를 설계 및 제작하고, 운전변수에 따른 추력성능 혹은 방전특성을 분석하였다. 결과적으로, 양극전력 50-175 W에서 2.5-9.0 mN 수준의 추력과 600-1,150 s의 비추력, 15-28% 양극효율을 확보하였다.

Key Words: Electric Propulsion(전기추력기), Low-power Hall Thruster(저전력 홀추력기), Small and Micro Satellites(소형 및 초소형위성)

Received 1 December 2021 / Revised 24 February 2022 / Accepted 3 March 2022

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2021년도 추계학술대회(2021.11.24.~26,

웨스턴 조선호텔 부산) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

홀추력기는 방전채널 내부에서 플라즈마를 생성 후, 축 방향으로 이온을 가속하여 추력을 발생하는 전기추력기의 일종이다. 일반적으로 홀추력기는 방사방향 자기장을 활용해 방전채널 내 전자를 구속하고, 축 방향 전기장을 활용하여 이온을 가속한다. 일반적으로 홀추력기는 인가한 양극전압에 따라 이온 분사속력을 변화할 수 있기 때문에, 연료가 지니는 화학에너지에 제한되는 화학식 추력기에 비해 높은 비추력을 확보할 수 있다[1]. 대표적으로 가장 널리 활용되고 있는 고리형 홀추력기 중 하나인 러시아 OKB Fakel 사의 SPT-100은 양극전력 1.3 kW 조건에서 추력 80 mN, 비추력 1,600 s, 총 전력효율 50%를 발생한다[2].

한편, 최근 소형 전자기기 및 소재 등의 발전에 기인하여 100 kg 급 혹은 그 미만의 소형위성 개발이 이뤄지고, 다양한 우주임무 내 본 소형위성의 활용 빈도가 급증하고 있다[3]. 특히, 소형위성의 단독 혹은 군집비행을 통해 다양한 고난이도 우주임무가 수행 가능할 것으로 예상된다. 미국 SpaceWorks사의 통계에 따르면 2010년 이후, 50 kg 미만의 초소형위성의 연간 발사 횟수는 점진적으로 증가하고 있으며, 2024년에는 459회에 도달할 것으로 예측하고 있다[4].

소형 및 초소형위성의 활발한 수요에 따라, 저전력 전기추력기 연구개발의 중요성도 매우 증가하고 있다. 특히, 홀추력기는 다른 전기 추력기에 비해 일반적으로 더 높은 전력 대비 추력과 비추력을 보유하고 있으므로, 100 kg급 내외의 소형위성의 가용전력으로 활용할 수 있는 양극전력 100 W 급 혹은 그 미만의 저전력 홀추력기 개발이 필수적이다.

그러나, 일반적으로 저전력 홀추력기는 방전채널 지름이 줄어들면서, 플라즈마의 부피 대비 표면적이 증가한다. 이는 곧, 채널 벽으로의 이온과 전자 손실이 증가함을 의미하며, 추력 성능과 채널 벽 수명이 감소하는 난제를 야기한다[5]. 따라서, 다양한 랩모델 개발을 통해 자기장 형상, 양극유량 및 양극전압 등과 같은 여러 운전

변수 범위에 따른 플라즈마 특성 진단과 추력 성능 평가 및 분석이 필수적이다.

국내에서는 본 연구팀에서 수십 W - 수 kW 급의 다양한 전력영역대의 홀추력기를 주도적으로 연구개발 중이며, 과학기술위성 3호 활용을 위한 양극전력 200 W급 홀추력기 비행모델을 개발하였다[6].

본 연구에서는 향후 소형 및 초소형위성에서의 활용을 위한 양극전력 100 W급과 그 미만의 저전력 홀추력기 랩모델 연구개발을 소개하고자 한다. 특히, 본 연구에서는 100 W급과 50 W급 홀추력기 랩모델을 설계 및 제작하였으며, 방전시험을 통한 운전변수를 확보하고, 각각의 방전영역에서 방전특성을 분석하고 추력을 측정하였다. 본 논문에서는 측정된 각 랩모델 홀추력기의 방전특성과 추력성능을 소개하고, 결과적으로 개발된 랩모델 홀추력기를 활용해 200 W미만의 전력영역에서 가용한 추력성능 지표를 도출하고자 한다.

2. 홀추력기의 설계 및 시험 환경

2.1 채널 및 자기장 설계

방전채널 내외의 자기장 형상과 세기는 홀추력기의 방전과 성능에 가장 직접적인 영향을 끼치는 중요한 요소 중 하나이다. 본 연구에서는 방위 방향 대칭을 가정하여 상용 전산모사 코드를 기반으로 자기장 형상 및 세기를 계산하였다.

특히, 저전력 홀추력기는 채널벽면이 감소하면서 플라즈마 영역대비 채널의 폭 및 길이가 줄어든다. 따라서 보다 효과적인 전자구속을 위해 kW급 홀추력기에 비해 최대 자기장의 세기가 증가하도록 설계하였다.

일반적으로, 홀추력기에서 최적운전 양극전력은 채널 단면의 넓이에 비례하는 스케일링 법칙을 따른다[7]. 즉, 소모 양극전력이 감소할수록 채널단면, 지름, 그리고 채널 깊이 역시 감소한다. 본 연구에서는 kW급 이하 홀추력기의 스케일링 법칙[7]을 활용, 각 양극전력에 따른 채널 지름을 비교함으로써, 100 W급 및 50 W급 방전을 위한 채널 크기를 선정하였다.

2.2 진공시험 환경

본 연구에서는 길이 3.0 m, 직경 1.5 m의 진공챔버(Fig. 1)를 활용하였으며, 두 개의 크라이오제닉 펌프(Cryogenic pump)를 활용하였다. 이 때, 최대 활용 유량 공급조건인 10 SCCM (Standard Centimeter Cubic Meter)의 제논가스 공급 시 배경압력 약 1.8×10^{-5} torr를 유지하여, 지상시험에서 일반적으로 신뢰도 있는 전기추력기 추력 측정에 요구되는 배경압력 조건($< 5.0 \times 10^{-5}$ torr)을 만족하였다[8].

2.3 추력 측정 및 플라즈마 진단 장치

본 연구에서는 진자형 추력측정 스탠드를 활용하여 개발된 랩모델 홀추력기의 추력을 측정하였다. 본 추력측정 스탠드에 홀추력기를 고정한 뒤, 레이저와 PSD(Position sensitive detector)를 활용하여 홀추력기 방전 전후 발생하는 스탠드



Fig. 1 Vacuum facility used in the study.

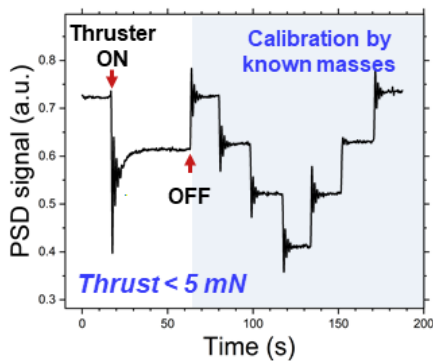


Fig. 2 An example of the thrust measurement by using the thruster stand.

의 미세변위를 측정한다[9]. 측정된 미세변위를 기반으로 질량 추를 이용한 시준결과를 활용하여 홀추력기의 추력을 계산한다. 추력 측정 데이터 예시는 Fig. 2와 같다. 본 시험에서 시행된 추력측정은 2-10 mN의 범위에서 각 측정에서 약 $\pm 1.7\%$ 의 오차를 보유하고 있다. 본 스탠드를 활용하여 측정된 추력(T)을 기반으로, 추력기의 여러 운전조건에서 비추력($I_{sp} = T/\dot{m}g$), 양극효율($T^2/2\dot{m}P_a$), 그리고 양극 전력 대비 추력(T/P)을 계산하였다 (\dot{m} : 양극유량, g : 중력가속도, P_a : 양극전력).

2.4 음극

일반적으로 홀추력기 방전시험에서 방전 개시 및 유지, 그리고 방출된 이온빔 중성화를 위해 전자공급원인 음극이 필수적으로 활용되어야 한다. 본 연구에서는 상용 냉음극을 활용하였다. 본 음극은 제논유량 1.0-2.0 SCCM 조건에서 키퍼전류 1.0-2.0 A 범위에서 안정적으로 방전 가능하였다. 본 연구에서는 음극의 방전조건을 유량 1.0 SCCM, 키퍼전류 1.0 A 수준으로 고정한 채 활용하였으며, 이때 소모전력은 약 30 W였다.

3. 홀추력기 시험 결과

본 연구에서는 양극전력 100 W급과 50 W급의 랩모델 홀추력기 두 기를 설계 및 제작하였다. 각 전력 영역의 홀추력기 방전시험 및 방전 특성 분석 결과는 아래와 같다.

3.1 100 W급 홀추력기 랩모델 연구개발

자기장 및 채널 설계를 바탕으로 100 W급 홀추력기 랩모델을 개발하였다. 최외곽 구조물의 지름은 약 50 mm이며, 질량은 약 320 g이다. 설계된 채널 및 자기장 형상 단면의 일부는 아래 Fig. 3과 같다. 특히 본 홀추력기의 채널형상은 끝단이 비스듬하게 잘려나간 형태로, 자기장 일부분이 이 채널을 스쳐 지나가도록 설계하였다. 이는 채널 내부의 온도가 낮은 전자가 채널 벽에 접촉함으로써, 이차전자 방출을 낮추는 동시

에 벽면으로의 전위감소를 떨어뜨리는 장점을 지니고 있다[5].

본 설계에서 방전채널(Fig. 3 내 노란색)은 양극과의 절연을 위한 세라믹이며, 코일 전류를 통한 자기장 형성 제어를 위해 적절한 강자성체 조합(Fig. 3 내 회색)을 활용하였다. 채널 중심축을 따른 반경방향 자기장 세기 분포는 Fig. 4와 같다. 이때 자기장의 최대세기는 채널끝단에 일치하며(빨간 표시선), 반대로 양극으로 향할수록 세기가 감소하도록 설계하였다. 본 추력기의 방전형상과 외형은 Fig. 5와 같다.

개발된 홀추력기 방전시험 시, Fig. 6과 같이 제는 양극유량 5-8 SCCM 조건과 양극전압 80-280 V에서 안정적인 방전이 관찰되었다. 대체로 전압이 증가하면서 양극전력도 일정한 기울기를 유지한 채 증가하였으나, 7 SCCM 및 8 SCCM 고전압 조건(280 V)에서는 양극전력 증가 폭이 저전압에 비해 급증하는 것을 확인하였다. 이는 전자온도 상승으로 인한 채널 벽으로부터의 이차전자방출 및 양극으로의 전자전류 유입이 증가하기 때문이라 예상되며, 홀추력기의 적절한 방전조건에서 벗어남을 시사한다. 또한, 유량이 적을수록 대체로 방전 및 이온화 유지를 위해 보다 높은 방전전압이 요구되었다. 결과적으로, 본 연구에서 개발된 100 W급 랩모델 홀추력기는 양극전력 40-200 W 범위에서 안정적인 방전이 관찰되었다.

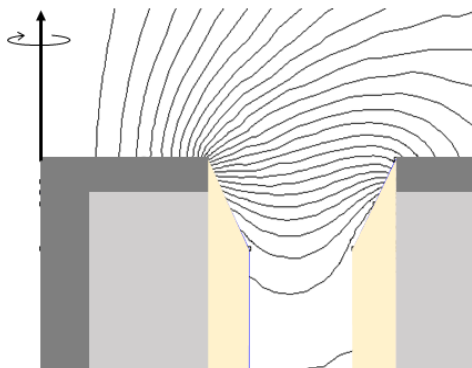


Fig. 3 The channel structure and magnetic field configuration of the developed 100 W-class laboratory model Hall thruster.

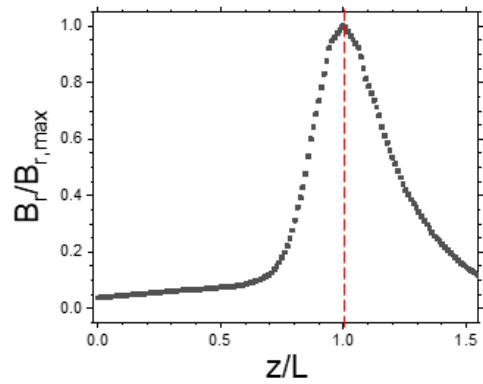


Fig. 4 The radial magnetic field (B_r) profile along the mid-channel line of the developed 100 W-class laboratory model Hall thruster ($B_{r,max}$: the maximum intensity of the magnetic field, L : channel length, z : axial distance).

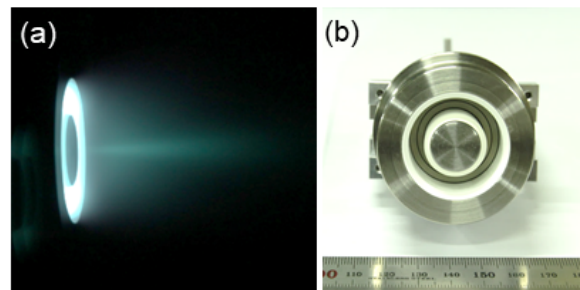


Fig. 5 (a) Plume plasmas and (b) outer structure of the developed 100 W-class laboratory model Hall thruster.

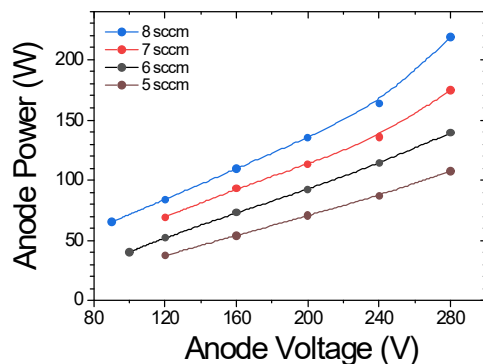


Fig. 6 Anode power versus anode voltage at the volume flow rate of 5-8 SCCM.

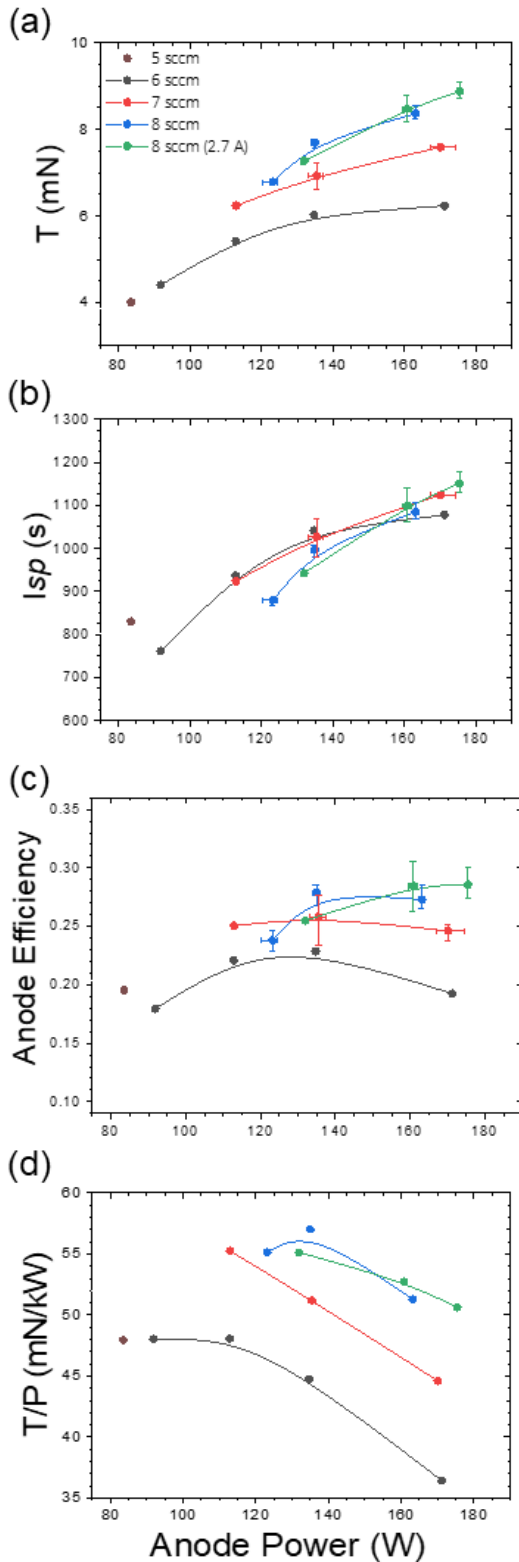


Fig. 7 (a) Measured thrust, (b) specific impulse, and (c) anode efficiency, and (d) thrust-to-power ratio of the developed 100 W-class Hall thruster.

운전변수 및 방전영역 분석을 기반으로, 양극 유량조건 5-8 SCCM에서 양극전압 변화에 따라 추력 측정 및 성능 분석을 수행하였다(Fig. 7). 양극유량이 증가할수록 추력도 점진적으로 증가하는 것을 확인하였으며, 양극전력 약 80-175 W 영역에서 약 4-9 mN 수준의 추력을 확보하였다. 특히, 코일전류는 모든 조건에서 각각 2.5 A(안쪽) 및 0.9 A(바깥쪽)을 유지하였으나, 양극전력이 상대적으로 증가하는 8 SCCM에서는 보다 효과적인 전자구속을 위해 코일전류를 1.0 A 및 2.7 A로 자기장 세기를 증가한 조건에서도 측정을 진행하였다.

측정된 추력을 기반으로, 비추력, 양극효율, 그리고 전력 대비 추력을 계산하였다. 비추력의 경우 유량과 무관하게 900-1,100 s 사이에 포진되어 있으며, 양극효율은 양극유량 6-8 SCCM에서 공통적으로 135 W 부근에서 최대 효율이 관찰되었다. 양극전력 대비 추력을 보면 양극전력에 따라 얻을 수 있는 적정값이 존재한다는 것을 알 수 있으며, 8 SCCM 및 135 W에서 최대치가 측정되었다. 결과적으로, 80-180 W 양극전력 영역에서 비추력 750-1,150 s, 양극효율 18-28%, 전력 대비 추력 37-57 mN/kW 수준을 확보하였다. 특히, 8 SCCM 조건의 135 W 부근에서 전력 대비 추력과 양극효율 최대치(57 mN/kW 및 28%)를 얻을 수 있었으며, 이때 추력 7.7 mN, 비추력 1,000 s를 확보하였다. 따라서, 본 홀추력기는 135 W 부근에서 가장 효율적인 성능을 발휘하는 것으로 판단된다.

3.2 50 W 급 홀추력기 랩모델 연구개발

채널지름과 자기장 세기 및 형상을 변화하여 위와 유사한 방식으로 50 W급 저전력 홀추력기 랩모델을 설계 및 제작하였다. 외곽 구조물의 지름은 약 50 mm로, 100 W급과 유사하나, 방전 채널의 지름은 10 mm 작았다. 특히 본 추력기 모델의 경우, 안쪽채널의 직경이 작아 전자석이 아닌 영구자석을 이용하였으며, 세라믹 구조물을 활용해 플라즈마로의 노출을 방지하였다. 채널형상은 100 W급 홀추력기와 유사하게 끝단이 비스듬하게 잘려나가도록 설계하였다. 또한, 자기

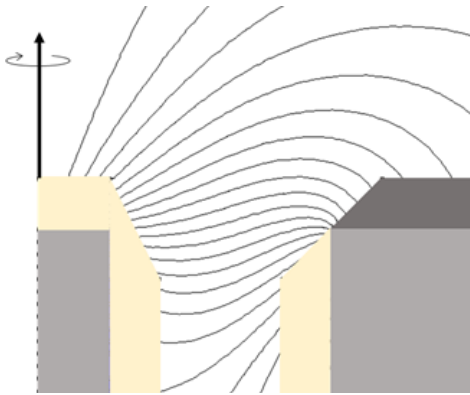


Fig. 8 The channel structure and magnetic field configuration of the developed 50 W-class laboratory model Hall thruster.

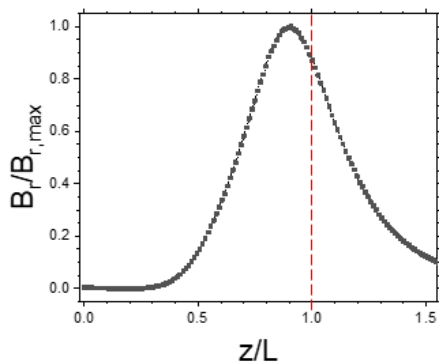


Fig. 9 The radial magnetic field (B_r) profile along the mid-channel line of the developed 50 W-class Hall thruster ($B_{r,max}$: the maximum intensity of the magnetic field, L : channel length, z : axial distance).

장 형상은 일반적인 kW급 홀추력기와 유사하도록 반경방향 세기위주의 형상으로 설계하였다 (Fig. 8).

본 홀추력기의 반경방향 자기장 세기분포는 Fig. 9와 같으며, 채널길이 기준 약 10%이내 지점에 최대 자기장세기가 위치하도록 설계되었다. 개발된 홀추력기의 방전형상과 외형은 Fig. 10과 같다.

본 50 W급 홀추력기는 양극유량 3.3-4.3 SCCM 영역에서 양극전압 160-240 V 영역에서 안정적인 방전이 관찰되었으며, 이 때 방전전력은 약 30-70 W 범위 내로 유지하였다.

추력측정 결과, 양극유량 4.3 SCCM 및 양극전력 50-70 W의 양극전력에서 2.5-4.0 mN의 추력, 600-1,000 s의 비추력, 15-28%의 양극효율이 관찰되었다.

4. 결 론

본 연구개발에서는 양극전력 100 W 급 및 50 W급 랩모델 홀추력기 두 기를 설계 및 제작하고, 운전변수에 따른 방전특성 분석 혹은 추력측정을 진행하였다. 각 홀추력기를 방전 시험한 결과, 결론적으로 양극전력 50-175 W에서 2-9 mN 수준의 추력과 600-1,150 s의 비추력을 확보하였다. 이로써, 100 kg 내외의 소형 및 초소형위성에서의 활용을 위해 개발된 저전력 홀추력기 랩모델의 가용 추력 성능을 도출 및 분석하였으며, 추후 연구에서는 홀추력기의 자기장 형상에 따른 추력성과 방전특성을 분석할 예정이다.

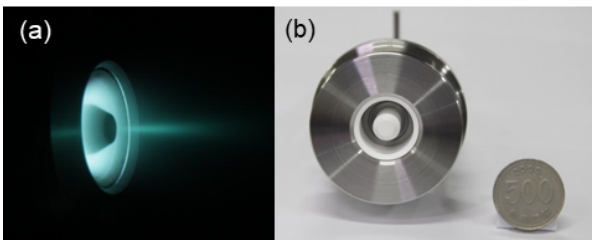


Fig. 10 (a) Plume plasmas and (b) outer structure of the developed 50 W-class laboratory model Hall thruster.

후 기

본 연구는 한국연구재단의 스페이스 파이오니어사업(2021M1A3B9096777) 과제의 도움을 받아 수행되었습니다.

References

1. Mazouffre, S., "Electric propulsion for satellites and spacecraft: established technologies and novel approaches," *Plasma Sources Science and Technology*, Vol. 25, No. 3, pp. 1-27, 2016.
2. Goebel, G. and Katz, I., *Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters*, John Wiley & Sons Inc., New York, N.Y., U.S.A., Ch. 9, 2008.
3. Levchenko, I., Bazaka, K., Ding, Y., Raiteses, Y., Mazouffre, S., Henning, T., Klar, P.J., Shinohara, S., Schein, J., Garrigues, L., Kim, M., Lev, D., Taccogna, F., Boswell, R., W., Charles, C. Koizumi, H., Shen, Y., Scharlemann, C., Keidar, M. and Xu, S., "Space micropropulsion systems for Cubesats and small satellites: From proximate targets to furthestmost frontiers," *Applied Physics Reviews*, Vol. 5, No. 1, pp. 011104, 2018.
4. SpaceWorks Enterprises, Inc., "2020 Nano/Microsatellite market forecast", 10th edition, 2020.
5. Conversano, R.W., Goebel, D.M., Hofer, R.R., Matlock, T.S. and Wirz, R.E., "Development and initial testing of a magnetically shielded miniature hall thruster," *IEEE Transactions on Plasma Science*, Vol. 43, No. 1, pp. 103-115, 2015.
6. Seo, M., Lee, J., Shin, G., Park, H., Seo, J., Jang, T., Cha, W., Lee, S., Cho, H., Chun, E., Jeong, Y., Seon, J. and Choe, W., "Development of Hall Thruster System Flight Model for STSAT-3," *2012 KSPE Fall Conference*, Yeosu, Korea, pp. 586-589, 2012.
7. 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. 1073-1079, 2019.
8. Randolph, T., Kim, V., Kaufman, H., Kozubsky, K., Zhurin, V. and Day, M., "Facility Effects on Stationary Plasma Thruster Testing," *23rd International Electric Propulsion Conference*, Washington, U.S.A., IEPC-93-093, September 1993.
9. Doh, G., Kim, Y., Lee, D., Park, J. and Choe, W., "Development of a 700 W Class Laboratory Model Hall thruster," *Journal of Korean Society of Propulsion Engineering*, Vol. 25, No. 5, pp. 65-72, 2021.