

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(11), 974-980(2014)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.11.974

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

마이크로웨이브 음극을 이용한 소형 인공위성의 홀 추력기용 음극전원 개발

강석현*, 추원교*, 최준구*, 정연황*, 김연호*, 강성민**, 쿠니나카 히토시***, 차한주****

Cathode Power Development of Hall Thruster for Small Satellite using Microwave cathode

Seokhyun Kang*, Wongyo Choo*, Junku Choi*, Yunhwang Jeong*, Younho Kim*,

Seongmin Kang**, Hitoshi Kuninaka*** and Hanju Cha****

Satrec Initiative*, InLC Technology**, Japan Aerospace Exploration Agency***

School of Electrical Engineering, Chung-nam University****

ABSTRACT

A power supply of cathode has been developed for hall-effect thruster for small satellite. A microwave cathode has been applied to the electric propulsion system and cathode power is necessary in order to work securely. Anode current is varied by a flow rate controlled by anode tank pressure. Then cathode current has to be controlled in proportion by anode current. So cathode power supply has been designed to offer a current proportional to anode current. Also cathode power has been tuned to work securely for cathode to emit more electron than anode within 0.03A. The function test of cathode power was performed by constructing an equivalent load for anode and cathode. It has been tested in a vacuum chamber in order to ensure a stable operation of the thruster. And it was confirmed that thruster normally has been operated in the space environment after the launch.

초 록

소형 인공위성에 적용하기 위해 홀 추력기의 음극 전원공급기가 개발되었다. 이 전기추력기에는 마이크로웨이브 음극을 적용하였고 음극전원은 안정적인 동작을 위해서 필수적이다. 유량을 조절함에 따라 양극전류는 변하게 되고 이때 음극전류는 양극전류에 비례하여 제어되어야 한다. 그래서 양극전류에 비례하여 음극전류를 공급하도록 음극전원을 설계하였다. 또한 음극전원은 음극의 안정성을 위해 음극전류가 약 0.03A 이내에서 양극전류보다 더 흐르도록 세부 조정되었다. 음극전원에 대한 기능시험은 양극과 음극을 등가적인 부하로 구성하여 수행되었다. 안정적인 추력기 동작을 확인하기 위해서 진공 챔버에서 검증되었고 발사 이후에 우주환경에서도 정상적으로 동작하는 것을 확인하였다.

Key Words : Cathode Power(음극전원), Microwave Cathode(마이크로웨이브 음극), Hall Thruster(홀 추력기), Small Satellite(소형 인공위성)

† Received : May 12, 2014 Revised : October 13, 2014 Accepted : October 20, 2014

* Corresponding author, E-mail : shkang@satreci.com

1. 서 론

지금까지 주로 사용된 위성용 추력기(thruster)는 화학식 추력기로서 비교적 구조가 간단하고 높은 추력을 낼 수 있는 장점이 있다. 그러나 추력에 비해 연료의 소모가 많아 무게나 부피에 제약을 많이 받는 소형위성에는 부적합할 수 있다. 소형위성에 적합하다고 판단되는 홀(hall) 방식의 전기추력기는 높은 연료 효율과 시스템 무게 및 부피 절감 등에 장점이 있어 활용도가 높아지고 있다[1].

홀 추력기는 소형위성에 적합한 장점을 가지고 있기 때문에 위성의 궤도 유지 및 보정을 위해 (주)썬트렉아이에서 개발된 소형 인공위성에 적용되었다. 또한 JAXA(Japan Aerospace Exploration Agency)에서 제공하는 ECR(electron cyclotron resonance) 방식의 마이크로웨이브 음극(microwave cathode)을 이 홀 추력기에 적용하였다.

홀 추력기의 안정적인 동작과 고효율을 위해서는 양극(anode)과 음극(cathode)사이의 방전 전하를 중성 상태로 유지하는 것이 중요하므로 본 논문에서는 전기추력기의 양극전류의 변화에 따라 음극전류를 제어하는 음극 전원공급기의 개발과 그에 대한 결과를 정리하였다.

II. 전기추력기 시스템

2.1 홀 추력기와 음극의 이해

2.1.1 홀 추력기 구성

홀 방식의 전기추력기는 크게 전력부, 연료부 및 추력부로 구성된다. 전력부는 위성으로부터 공급된 전원을 변환해서 대전된 입자를 가속시켜 전기적인 힘으로 바꾸는데 사용되며, 연료부는 추력기에 필요한 연료를 저장하고 제어 공급해주는 기능을 수행한다[1]. 추력부는 공급된 전원과 연료를 바탕으로 실제 추력을 발생시킨다. 또한 추력부는 추진연료인 제논(Xe)기체가 공급되는 양극, 이온(ion)의 효율적인 가속에 필요한 자기장을 발생시키기 위한 코일(coil) 및 자속계, 방전에 필요한 전자를 제공하고 중화부 역할을 하는 음극과 유전체로 만들어진 방전 채널로 구성된다[2].

2.1.2 마이크로웨이브 음극

홀 추력기의 음극은 플라즈마(plasma) 발생에 필요한 전자를 공급하고 가속된 이온을 중화시키는 역할을 한다. 이온 추력기나 홀 추력기 같은

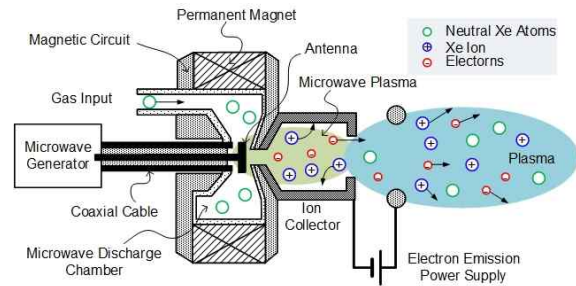


Fig. 1. Microwave cathode schematic[4,6]

정전(electrostatic) 방식의 전기추력기에서 음극은 플라즈마를 생성하고 이를 유지하기 위해 전자를 공급한다[3].

일반적으로 마이크로웨이브 음극의 구조는 Fig. 1과 같다. 이 음극은 마이크로웨이브를 이용한 ECR 방식의 플라즈마 소스이다. 특정 자기장 세기에서 제논의 전자는 특정한 주파수에 대해 회전 운동을 하는데 이 주파수가 극초단파 주파수와 일치할 때 공진이 발생하여 방전이 일어나는 방식이다. 음극의 역할을 수행하기 위해서는 플라즈마를 외부로 방출시켜야 하며, 이를 위해서는 몸체는 주위 환경에 대해 (-)전위를 가져야 한다. 마이크로웨이브 음극은 Hollow 음극보다 전자 방출량이 적고 구성이 훨씬 복잡하지만 바로 운용할 수 있는 이점이 있다. 또한 오염 때문에 발생할 수 있는 추력기의 성능 저하는 없다 [4,5].

2.2 전력변환장치의 구성

2.2.1 전력변환장치의 역할

Figure 2는 전기추력기 시스템(HEPS, hall-effect propulsion system)의 전기적인 구성도이다. HEPS는 위성의 궤도 유지 및 보정을 목적으로 개발되었다. 전력변환장치는 위성 버스로부터 입력전원을 공급 받아 양극과 음극, 연료밸브, 그리고 전자석 코일에 해당되는 전력을 공급한다.

양극전원 APS(anode power supply)는 +250V DC전압과 0.6A 전류를 양극에 공급하며 출력전압과 출력전류는 부궤환(negative feedback)을 통해 부하 조건에 따라서 정전압(constant voltage)과 정전류(constant current)를 유지한다.

음극전원 BPS(bias power supply)는 음극의 초기 전자 방출을 돕기 위해 -100V DC전압을 공급하며 전자 방출이 이루어진 후에는 양극전류의 변화를 추종하면서 -30V ~ 0V내에서 공급전압을 제어한다. JAXA 요청사항으로, HEPS의 안정적인 방전과 위성의 안전성을 위해서 양극전류보다 대략 5%~10% 내로 더 많은 음극전류가 공급되

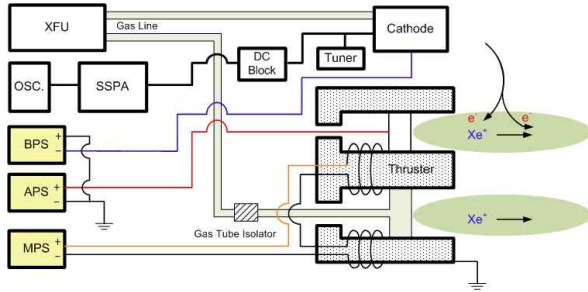


Fig. 2. Electrical configuration of HEPS

어야 한다. 만약 음극전류가 양극전류보다 적게 되면 음극에서 공급되는 전자가 부족해진다. 그래서 위성체는 우주공간에 대해 상대적으로 낮은 전위를 갖게 되어 우주에 있는 이온들이 위성과 충돌하게 된다. 이온은 전자보다 질량이 크고 이동성이 떨어져 포화되는 전위차가 크고 위성 과 충돌할 경우에 큰 위험을 야기할 수 있다. 전자는 이동성이 좋아서 포화되는 전위차가 낮고 질량이 작기 때문에 이온에 비해 상대적으로 위험성이 적다. 물론 전자가 너무 많이 공급되면 문제가 될 수 있기 때문에 양극전류에 따라서 적절한 음극전류 공급이 필요하다.

MPS(magnet power supply)는 양극 주변에 감겨있는 전자석 코일에 +5V DC전압과 1.15A 전류를 공급하며 양극전원과 동일한 방식으로 출력전압과 전류를 제어하게 된다. 또한 홀 추력기 방전 특성을 고려하여 출력전압은 소프트-스타트(soft-start) 방식으로 구동된다.

모든 전원공급기의 입력 저전압(under voltage), 출력 과전압(over voltage)과 출력 과전류(over current)로부터의 손실을 방지하기 위해 보호회로를 가지고 있다. 또한 모든 전원공급기는 동일한 기능을 하는 전원을 이중화 구조로 설계하여 예기치 못한 문제 발생 시 대체할 수 있는 구조로 설계되었다.

2.2.2 음극전원 개발

음극전원의 전력변환 방식은 포워드(forward) 방식을 적용하였으며 입력전원은 +26V ~ +32V 범위에 전압을 사용한다. 그리고 내부에서 사용되는 보조전원(+/-15V)은 외부로부터 공급받는다.

Figure 3은 음극전원에 적용한 전력변환부 개념도를 보여 주고 있다. 동작 초기에 출력전압을 부궤환을 받아 PWM(pulse width modulation) 신호를 제어함으로써 무부하 조건에서도 요구된 전압을 유지한다. 그러나 출력부하 조건이 변하게 되면 출력전압은 초기 전압을 유지하지 않고 감소하게 된다. 그러다가 특정 부하 조건부터 음극전류는 정전류를 유지한다.

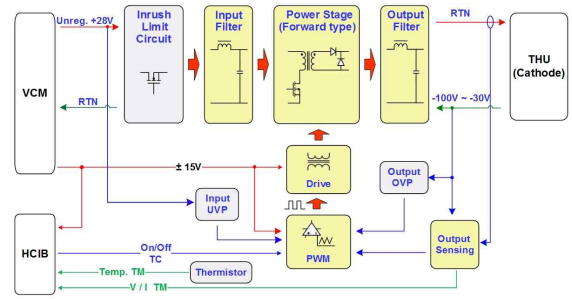


Fig. 3. Configuration of BPS

또한 양극전류가 증가하거나 감소해도 음극전류는 이를 추종하고 양극전류보다 약 0.03A 이내에서 더 공급하도록 세부 조정하였다.

2.2.3 음극전원 제어기 특성

음극전원의 전력부는 출력전압과 출력전류의 변동 범위를 제어하기 위해 부궤환 제어 회로를 적용하였고 제어 회로는 오차 증폭기 및 비교기로 구성된다.

출력전압과 출력전류는 동시에 제어되지 않으며 특정 조건에서 임의의 제어 회로가 지배적으로 동작하고 일정한 기준 범위를 가지고 정전압 제어와 정전류 제어가 이루어진다. Fig. 4는 전압과 전류 제어를 모두 포함하고 있는 제어 특성을 보여 주고 있다.

입출력 전달함수는 입력전압의 미소 변동분에 대한 출력전압의 미소 변동분의 크기를 나타내며 입력전압의 단계 변화에 의한 과도 특성의 평가에 이용된다. 제어 전달함수는 시비율의 미소 변동분에 대한 출력전압의 미소 변동분의 크기를 나타내며 시비율의 미소 변동의 근본적인 원인은 출력전압이므로 이 전달함수는 루프 이득의 한 구성 요소가 된다. 출력 임피던스는 출력전류의 미소 변동분에 대한 출력전압의 미소 변동분의 크기를 나타내며 출력전압의 단계 변화에 의한 과도 특성의 평가에 이용된다[7].

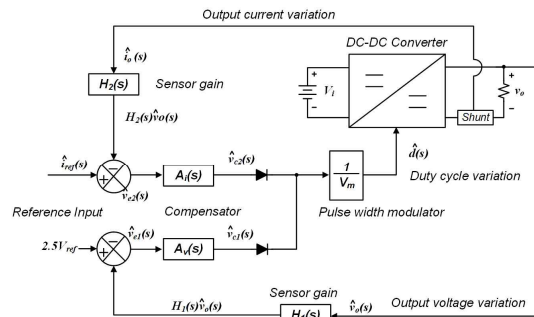


Fig. 4. Block diagram of control characteristic

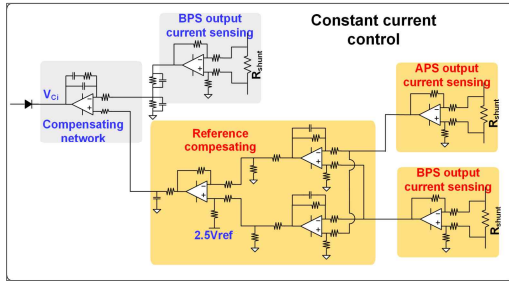


Fig. 5. Improved constant current control of BPS

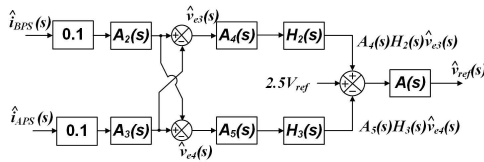


Fig. 6. Improved block diagram of control

음극전원의 제어부는 정전압과 정전류 방식을 적용하였다. 음극전원은 방전이 일어나기 전에는 -100V로 정전압으로 바이어스(bias)를 걸어 주다가, 방전 시작 후에는 양극전류를 따라 음극전류를 공급하고 정전류 방식으로 동작된다.

정전압 제어 회로와 정전류 제어 회로가 다이오드를 통해 PWM신호와 연결된다. 정전압 제어는 빠른 출력전압 응답 특성을 위해서 분압 저항을 통해 출력전압을 검출하고 기준 전압과 비교하여 무부하 조건에서는 -100V 전압을 유지하게 한다.

부하 임피던스 68Ω이하에서 음극전원은 정전류 제어로 전환된다. EM(engineering model)에서는 양극전류를 검출해서 단순하게 변환된 값을 기준 전압으로 사용하였고 이 전압이 변하게 되면 음극전류가 양극전류를 추종하여 동일한 전류 값을 갖도록 제어를 하였다.

EM에서 적용된 제어기 구성으로 실제 방전실험을 수행하게 되면 음극전류가 일부구간에서만 양극전류를 추종하는 문제가 발생했다[2]. 그래서 이를 개선하기 위해 Fig. 5와 같이 정전류 제어 회로를 수정하였다. 양극전류가 음극전류보다 많게 흐를 경우나 그 반대인 경우에도 두 전류의 차이를 감지하여 이를 다시 제어 루프에 반영하여 그 전류 차이만큼을 음극전원에서 보상할 수 있게 하였다. Fig.5는 Fig. 6과 같이 간단한 제어 블록도 형태로 정리될 수 있다.

Figure 7은 양극전류 변동에 따른 음극전류의 변동에 대한 전달함수를 나타낸 보드선도이다. 이 보드선도를 보면 개선된 제어 루프를 적용한 경우가 EM보다 넓은 대역폭을 가지는 것을 확

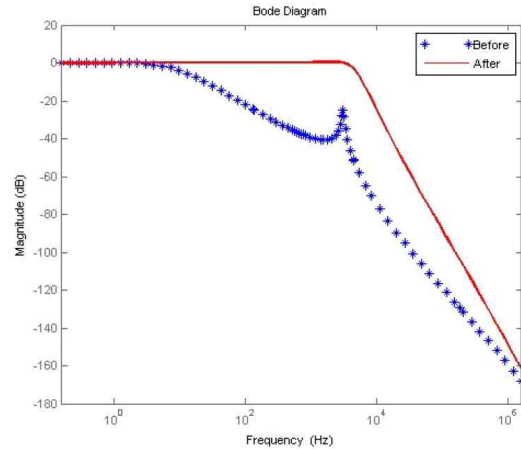


Fig. 7. Comparison of anode current to cathode current transfer function

인할 수 있다. 이것은 음극전류가 광범위하게 양극전류의 변화에 따라서 선형적으로 추종할 수 있도록 제어 루프가 개선된 것을 보여 준다 (Before: EM모델의 전달함수, After: 개선된 전달함수).

III. 검증시험 및 시험결과

플라즈마와 음극 사이의 전위차를 커플링 전압(Vc)이라고 하고 이는 음극이 플라즈마 방전을 유지하면서 제논 이온을 중화시키기 위해 전자들이 가져야 할 전위이다. 커플링 전압은 추력기가 정상적인 동작을 하기 위해 반드시 확보되어야 하는 값이다[2].

Figure 8은 음극전원을 이용하여 커플링 전압을 확보하기 위한 구성이다. 이상적인 경우라면 양극전류와 음극전류가 같을 때 가속된 제논이온(Xe+)을 충분히 중화시켜 그라운드(ground)와 챔버(chamber) 벽 사이 전위차가 존재하지 않아 전류가 흐르지 않는다. 여기서 챔버 벽은 우주환경(space environment)을 의미하고 그라운드는 위

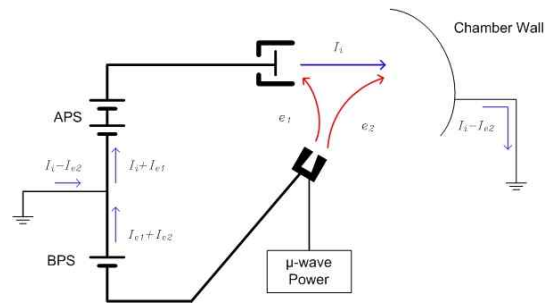


Fig. 8. Electrical schematic of hall thruster with microwave cathode

성의 몸체(chassis)가 된다. 실험 환경에서는 그라운드와 챔버 벽 사이에 물리적인 연결이 존재하므로 확인이 필요한 부분이다.

여기서, I_i : 제논 이온이 기여하는 전류, I_{e1} : 제논 이온을 중화시키기 위한 전자가 기여하는 전류, I_{e2} : 음극에서 양극을 바라보고 움직이는 전자가 기여하는 전류이다.

BPS의 전류가 APS의 전류보다 작을 때 음극의 전자 방출이 부족하여 이온빔(ion beam)을 충분히 중화시키지 못한다. 실제 설계에서는 추력기의 안정적인 동작과 마이크로웨이브 음극의 보호를 위해 음극전류가 양극전류보다 크게 흐르도록 설계되었다.

Figure 9는 양극과 음극에 대한 전력변환장치



Fig. 9. Anode power supply and bias power supply for the flight model

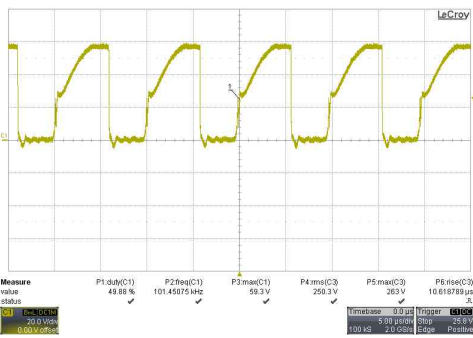


Fig. 10. Main switch waveform for APS

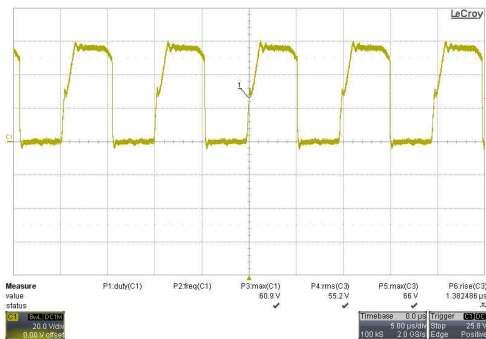


Fig. 11. Main switch waveform for BPS

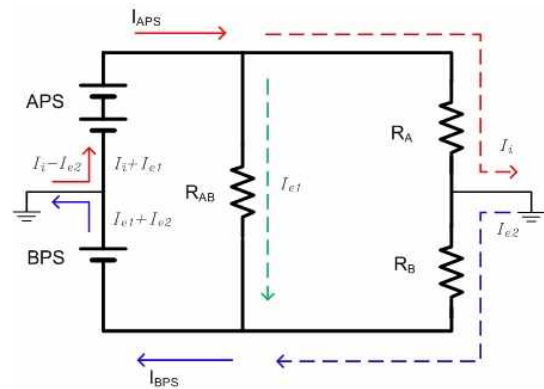


Fig. 12. Equivalent circuit of Fig. 8

이고 정상동작을 확인하기 위하여 입력전압 +28V의 조건에서 실험을 수행하였으며 Fig. 10과 Fig. 11은 최대부하 조건일 때 주 스위치에 대한 전압파형이다.

Figure 12에서 저항 R_{AB} 와 R_B 값을 고정시켜 놓고 R_A 를 변경하게 되면 I_i 가 변하게 된다. 이에 따라 I_{e2} 는 I_i 가 변하는 만큼 선형적으로 변한다. 이것은 연료부에서 유량을 증가시켰을 때 양극전류가 증가하게 되는데 이때 음극전류도 양극전류 변화에 따라 증가하는 것을 등가적으로 모사할 수 있다.

전류제어 루프를 개선한 후에 Fig. 12와 같이 전자 부하기를 이용해서 구성하고 양극전원의 출력전류(I_{APS})와 음극전원의 출력전류(I_{BPS})의 변화를 측정하면 Fig. 13과 같다. 연료의 유량이 증가했음을 가정하여 R_A 저항 값을 감소시키면 양극전원 출력전류는 증가하게 되고 이에 따라 음극전원의 출력전류가 선형적으로 증가하는 것을 알 수 있다.

Figure 14는 진공 챔버에서 실제 전기추력기 시스템을 구성하여 방전전류에 대한 측정결과를 보여주고 있다. 전류제어 루프를 개선하기 전, EM에서는 양극전류(I_{APS})가 증가하여도 음극전류

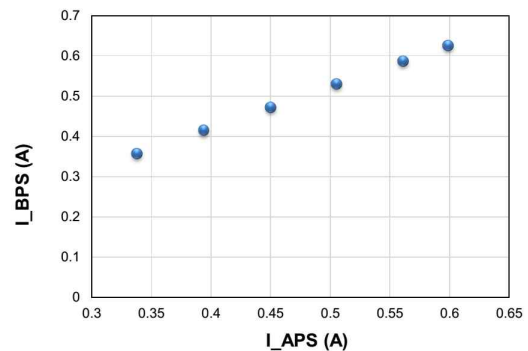


Fig. 13. APS current to BPS current

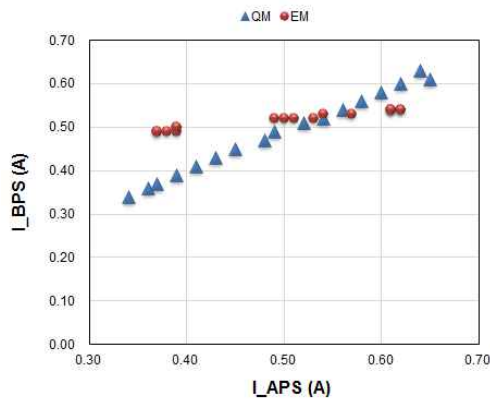


Fig. 14. Comparison of discharging current at EM and QM

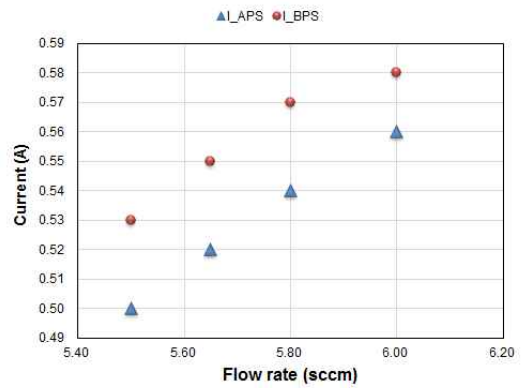


Fig. 16. Discharging current at FM

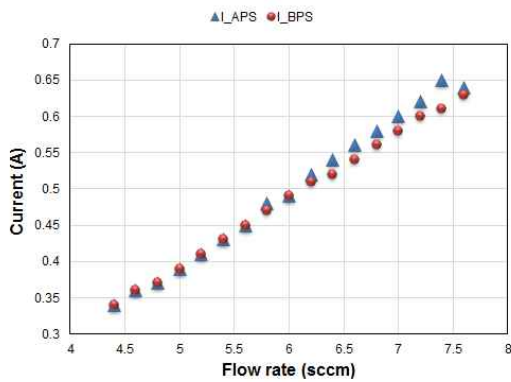


Fig. 15. Discharging current at QM

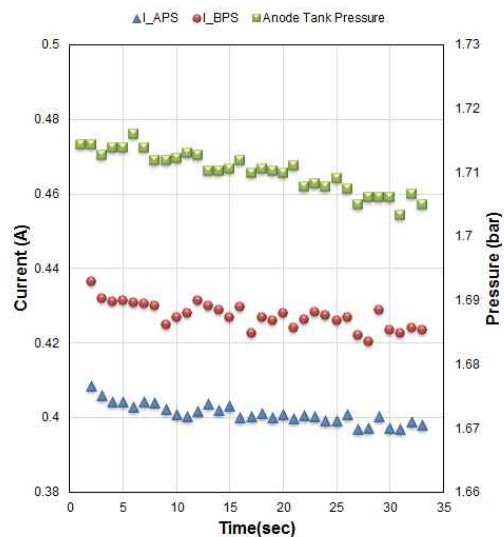


Fig. 17. Discharging current in orbit

(I_{BPS})는 거의 변하지 않는다. 그러나 전류제어 루프가 개선된 후, QM(qualification model)에서는 양극전류를 따라 음극전류가 선형적으로 변하는 것을 알 수 있다.

또한 Fig. 15를 보면 연료의 유량이 증가함에 따라 양극전류가 증가하고 이에 따라 음극전류도 선형적으로 증가하는 것을 알 수 있다. 이때 일부 전류 구간에서는 양극전류가 음극전류보다 약간 더 많이 흐른다. 이것은 유량 및 주위 환경에 의한 오차이기도 하지만 가장 큰 원인은 음극전류가 세부 조정되지 않았기 때문이다. 양극전류보다 음극전류가 5%~10%로 더 흘러야 한다는 요구사항은 QM이후에 적용되었다.

FM(flight model)에서는 양극전류보다 음극전류가 5% ~ 10% 내에서 더 많이 공급되어야 하는 요구사항을 만족하기 위해 두 전류의 편차를 약 0.03A 내로 세부 조정하였으며 Fig. 16을 통해 알 수가 있다. 양극전류와 음극전류 차가 정해진 범위를 벗어나는 경우가 있지만, 전류 편차 범위를 설정했던 궁극적인 목적에서 벗어나지 않기 때문에 크게 고려하지 않는다.

Figure 17은 위성 발사 이후에 실제 궤도에서 전기추력기가 운용되면서 측정된 방전전류를 보여주고 있다. 양극전류는 양극에 공급된 연료의 유량에 비례하고 양극에 공급되는 연료의 유량은 양극탱크압력(anode tank pressure)에 비례한다. 그러나 동일한 유량일 때 양극전류와 음극전류가 0.4A~0.44A로 지상에서 측정된 값보다 감소하였다. 이것은 실제 양극과 음극에서 생성되는 이온과 전자뿐만 아니라 우주환경에 존재하고 있는 이온과 전자가 방전에 기여했기 때문에 실제 공급되는 전류는 감소한 것으로 예상된다. 그렇지만, 추력기 성능 조건인 추력(>7mN)과 비추력(>1000s)에는 영향이 없는 것으로 판단한다.

IV. 결 론

본 논문에서는 마이크로웨이브 음극을 적용한

홀 추력기 시스템의 안정적인 동작을 위한 음극 전원의 설계 및 운용 결과를 정리하였다. 또한 EM과 비교하여 개선된 결과를 얻을 수 있었다.

전류제어 루프는 EM과 동일한 오차증폭기가 적용되어 단순 구조로 해석할 수 있다. 양극전류의 변화에 따른 음극전류에 대한 전달함수를 보면 제어 루프를 개선한 후에 대역폭이 넓어졌음을 알 수 있었다. 또한 그로 인해 음극전류가 광범위하게 양극전류를 따라 추종하는 것을 확인하였다.

본 연구를 통해 전기추력기 부하 특성을 좀더 정확하게 파악하였고 시스템과 부하의 특성을 증가적으로 구성하여 실험에 적용하였다. 양극과 음극의 전류 차이만큼을 보상해줌으로써 보다 넓은 범위에서도 음극전류가 양극전류를 잘 추종하였다. 또한 위성이 발사된 이후에 전기추력기의 실제 운용에서도 유사한 결과를 얻을 수 있었다.

Reference

1) J. H. Seon, S. M. Kang, Y. H. Kim, E. Y. Jeon, W. H. Choe, J. S. Lee, M. H. Seo,

"Development of Hall-effect Thruster for Orbit Correction and Transfer of Small Satellites", *KSAS Journal*, Vol. 37, No. 9, pp. 490-495.

2) J. K. Choi, Y. H. Jeong, W. G. Choo, H. J. Cha, "Cathode Power Design of Hall Thruster Propulsion System for the Small Satellite", *KSAS 2010 Fall Conference*, KSAS10-2524, pp. 919-922.

3) Dan M. Geobel, Ira Katz, "Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thruster", John Wiley & Sons, 2008, pp. 243.

4) Shin Satori and Hitoshi Kuninaka, "Operational Characteristics of Microwave Discharge Neutralizer", *IEPC-97-031*, pp.215-221.

5) Hitoshi Kuninaka, "Microwave Plasma Contactor", *IEPC-93-040*, pp.369-373.

6) Hitoshi Kuninaka, "Proposal on Microwave Neutralizer to Korean Hall Thruster on board STSAT-3", *ISAS/JAXA*, 2008, pp. 3.

7) H. J. Kim, "Basic Design of Switching Power Supply", *Sungandang*, 2002, pp. 151