

## 직류 마이크로 할로우 음극 방전을 이용한 이단 마이크로 플라즈마 추력기의 배기 플룸의 형상 특성

Ho Thi Thanh Trang<sup>a</sup> · 신지철<sup>b,\*</sup>

### Shape Characteristics of Exhaust Plume of Dual-Stage Plasma Thruster using Direct-Current Micro-Hollow Cathode Discharge

Ho Thi Thanh Trang<sup>a</sup> · Jichul Shin<sup>b,\*</sup>

<sup>a</sup>Flight Operations Engineering Department, Vietjet Air - Ho Chi Minh City, Vietnam

<sup>b</sup>School of Mechanical Engineering, University of Ulsan, Korea

\*Corresponding author. E-mail: [jshin@ulsan.ac.kr](mailto:jshin@ulsan.ac.kr)

#### ABSTRACT

Micro plasma thruster ( $\mu$ PT) was studied experimentally with a dual-stage micro-hollow cathode discharge (MHCD) plasma. Electrostatic-like acceleration exhibiting more directional and elongated exhaust plume was achieved by a dual layer MHCD at the total input power less than 10 W with argon flow rate of 40 sccm. V-I characteristic indicated that there was an optimal regime for dual-stage operation where the acceleration voltage across the second stage remained constant. Estimated exhaust plume length showed a similar trend to the analytic estimate of exhaust velocity which scales with an acceleration voltage.  $\mu$ PT with multiple holes exhibited similar performance with single-hole thruster indicating that higher power loading is possible owing to decreased power through each hole. Boltzmann plot of atomic argon spectral lines showed average electron excitation temperature of about 2.6 eV ( $\sim 30,170$  K) in the exhaust plume.

#### 초 록

이단 마이크로 할로우 음극 방전(MHCD) 플라즈마를 사용하는 마이크로 플라즈마 추력기( $\mu$ PT)에 대한 실험 연구가 수행되었다. 40 sccm의 아르곤 유량과 10 W 미만의 전력으로 보다 더 직진성 있고 긴 침투 길이를 가진 배기 플룸을 만드는 정전기적 가속이 이단 MHCD에 의해 발생되었다. 전압-전류 특성에서는 이단 운전 시 두 번째 단의 가속 전압이 일정하게 되는 최적 영역이 있음을 보였다. 추정된 배기 플룸의 길이가 가속 전압으로 추산된 이론적 배출 속도와 비슷한 증가 경향을 보였다. 다중 채널을 가진 마이크로 플라즈마 추력기는 동일한 총 전력량에 대하여 단일 채널 추력기와 비슷한 특성을 보여, 이는 채널 당 허용 전력량을 낮춰 전체 전력량을 높일 수 있음을 의미한다. 아르곤 원자 분광선의 볼츠만 그래프에서 배기 플룸의 평균 전자 여기 온도는 약 2.6 eV(=약 30,170 K)임이 확인되었다.

Key Words: Plasma Thruster(플라즈마 추력기), Micro Thruster(마이크로 추력기), DC Discharge (직류 방전)

Received 11 March 2016 / Revised 28 April 2016 / Accepted 4 May 2016

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

#### 1. 서 론

추력기는 자세제어, 궤도 유지, 궤도 천이와 같은 다양한 임무를 위한 위성의 주요 장비 중 하나이다. 위성의 수명은 우주 임무에 있어 매우 중요하며 예기치 못한 상황이 발생하지 않는다면 대개 추력기의 수명 즉 추진제의 양에 의해서 결정되는 경우가 많다. 따라서 심우주(deep space) 비행과 같이 장기간의 위성 임무 수행을 위해서는 동일한 추진제의 양에 비하여 높은 비추력 특성을 가진 추력기가 필요하다. 높은 비추력 특성은 연료의 소모량을 줄여 장기간 동안 추력기를 사용할 수 있게 하여 위성의 수명을 오래도록 유지할 수 있게 해준다. 화학식 추력기는 노즐을 통한 열역학적 팽창을 통하여 추력을 얻기 때문에 배기 플룸의 속도에 제한이 있지만 전기 추력기(플라즈마 추력기)는 높은 배출 속도를 만들 수 있어 높은 비추력 특성을 가질 수 있는 장점이 있다. 플라즈마 추력기에서는 추진제가 전기에너지에 의해 이온화되고 이 이온화된 가스가 전기장에 의하여 가속이 되어 높은 속도를 만들어 낸다. 이러한 높은 비추력 특성 때문에 달로 향하기 위한 궤도 상승[1], 심우주 임무[2] 등과 같은 많은 우주 임무에서 플라즈마 추력기가 적극적으로 고려되고 있다. 우주 임무에서의 플라즈마 추력기에 대한 요구 증가와 더불어 낮은 발사비용, 편대비행의 용이함 그리고 중복 백업의 유리함에 기인하여 소형 위성의 수요도 증가하고 있고 그에 맞는 소형 우주 추진 시스템이 관심을 끌고 있는 추세이다.

추진제의 가속 방식에 따라 플라즈마 추력기는 전열식, 정전기식, 전자기식으로 구분된다[3]. 최근의 논문을 보면 마이크로웨이브 마이크로 플라즈마 추력기[4], 마이크로방전형 플라즈마 추력기[5,6], 라디오 주파수 마이크로 추력기[6]와 같은 소형 우주 플라즈마 추진 시스템의 다양한 개념들이 보고되고 있다. 하지만 이들 마이크로 플라즈마 추력기는 플라즈마에 의하여 가열된 추진제의 전열식 팽창에 의존하는 방식들이 대부분이다. 플라즈마 추력기의 큰 장점은 높은 비추력 특성이기 때문에 플라즈마 추력기를 전열식 가속 방식에 의존하는 것은 이러한 장점을 살리지 못하는 방식이라고 할 수 있겠다. 최근에

는 수 밀리미터 수준의 홀 추력기에 대한 연구[8]가 수행되고 있지만 기존의 대형 홀 추력기에 비하여 높은 확산 각도를 가지며 비추력이 1000 초 수준으로 성능 저하가 발생된다. 약 100 와트 미만의 총 전력 소모로 비추력이 약 2500 초 정도 되는 수 센티미터 수준의 이온 엔진 또한 개발되고 있다[9]. 기체 추진제가 아닌 고체 추진제를 이용한 마이크로 펄스 플라즈마 추력기[10] 및 액체 추진제를 이용한 정전 스프레이 추력기[11]에 대한 연구도 진행되고 있는 등, 향후 나노 위성 및 큐브 위성과 같은 초소형 위성의 수요 증대를 감안할 때 수 W에서 수십 W 수준의 플라즈마 추력기 시스템의 확보가 중요한 시점이라 할 수 있겠다.

본 논문에서는 초소형 위성 추진 시스템에 잠재적으로 적용하기 위하여 마이크로 할로우 음극 방전(MHCD)을 이온 발생 장치로 사용하는 마이크로 플라즈마 추력기에 대한 가능성을 확인하기 위한 연구를 소개한다. MHCD는 일반적으로 고압에서 안정적으로 고밀도의 플라즈마 방전을 발생시킬 수 있는 장치이다[12]. 기존의 MHCD를 이단으로 만들어 마이크로 채널 내에서 정전기적인 가속 효과를 얻어냄으로써 높은 비추력을 발생시킬 수 있는 소형 플라즈마 추력기를 개발하고, 향후 나노위성이나 큐브위성에 적용 가능한 우주 추진 시스템으로의 발전 타당성을 확인하기 위한 기초 연구가 수행되었다.

## 2. 실험 장치 구성

### 2.1 마이크로 플라즈마 추력기

Fig. 1은 이단 마이크로 플라즈마 추력기( $\mu$ PT)의 상세한 도식 그림이다.  $\mu$ PT는 운모(mica) 유전체 층으로 분리된 세 개의 니켈 전극 층으로 구성된다. 중심부에 관통되어 있는 실린더형 채널은 방전 공간으로 활용됨과 동시에 가속 채널로 사용된다. 중간 전극은 접지전극이며 안쪽 전극에는 양의 전압이 인가된다. 이 부분은  $\mu$ PT의 첫 번째 단으로써 추진제의 이온화가 대부분 발생하는 것을 목적으로 하여 구성되었다. 출구 쪽

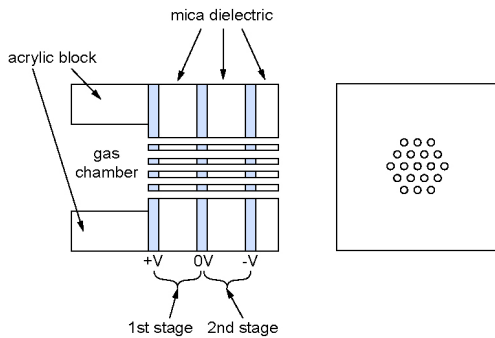


Fig. 1 Structure of microdischarge plasma thruster and arrangement of exhaust channels.

에 위치한 두 번째 단은 음의 전압이 인가되는 바깥쪽 전극과 접지 전극으로 구성되며, 첫 번째 단에서 주로 이온화된 이온들의 가속에 그 목적이 있다. 각 단의 전력은 독립적으로 조절이 가능하다. 가장 우수한 배기 플룸의 특성을 보여주는 최적의 추력기 형상을 결정하기 위하여 다양한 형상에 대한 실험이 수행되었다. 적용 가능한 다양한 운전 조건에 걸친 실험 결과, 채널의 직경이 0.7 mm 또는 1 mm이고 전극 사이의 유전체 두께가 모두 2 mm인 추력기가 다양한 운전 조건에서 좋은 성능을 보여주었다. 따라서 본 논문에서는 이와 같은 형상을 채택하여 실험을 수행하였다. Fig. 1에서 보여지는 것처럼 한 개의 추력기에 최대 19개의 유동 채널을 가진 추력기가 시험되었다.

## 2.2 실험 장치

Fig. 2는  $\mu$ PT의 다양한 운전 조건 하에서의 전기적인 특성과 광학적인 특성을 분석하고 배기 플룸의 형상을 획득하는데 사용된 실험 장치를 보여주는 그림이다.  $\mu$ PT는 기저 압력이  $10^{-6}$  Torr ( $=0.13$  MPa)이고 40 sccm의 아르곤 유량에서 약  $10^{-4}$  Torr ( $=13$  MPa)을 유지할 수 있는 진공 챔버의 내부에 설치된다. 가스 추진체는  $\mu$ PT에 부착된 아크릴 블록에 연결된 직경 3.175 mm 스테레스 튜브를 통해 공급된다. 유량은 니들 밸브로 제어되며 유량계(Omega FMA-1600A)를 통해 확인된다. 배기 플룸의 사진은 105 mm의 초점 거리를 가진 매크로 렌즈를 장착한

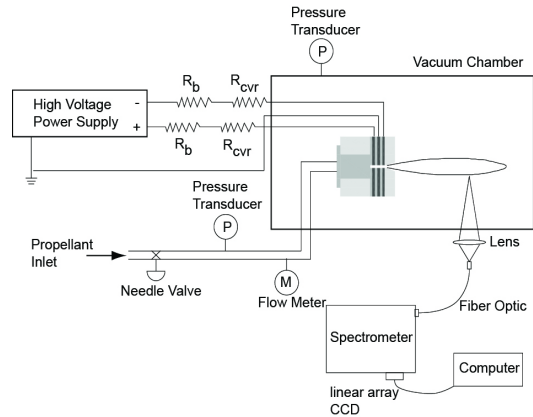


Fig. 2 Schematic diagram of experiment setup for electrical characterization and emission spectroscopy.

DSLR 카메라로 획득하였다. 고전압 전력 장치(SHV300- NP, 15 kV, 20 mA)로부터  $\mu$ PT에 전력이 공급되고, 진공 챔버 안에 놓인 모든 전기선들은 캡톤(Kapton) 테이프로 절연하였다. 방전 전류는 300  $\Omega$ 의 안정(ballast) 저항과 직렬로 연결된 전류 측정 저항에서 생기는 전압 강하 값으로부터 계산되었다. 배기 플룸의 발광 스펙트럼을 획득하기 위하여 1/4 m 초점 거리를 가진 이미징 분광계(Newport, MS 260i)를 사용하였다. 플룸으로부터 발광되는 빛은 25.4 mm 초점 거리의 렌즈에 의하여 추출되어 분광계에 연결된 지름 400  $\mu$ m의 광섬유로 모아진다. 분광계의 입구 간극은 5  $\mu$ m이고 넓은 파장대의 분광을 측정하기 위하여 두 개의 회절 그레이팅(2400 g/mm와 1800 g/mm)가 사용되었다. 측정된 원자 스펙트럼의 볼츠만 그래프에 의하여 배기 플룸의 전자 여기(electronic excitation) 온도가 계산되었다.

## 3. 결과 및 분석

### 3.1 다단 운전의 효과

Fig. 3은 세 가지 경우의 단(stage) 운전 조건 하에서  $\mu$ PT로부터 분출되는 배기 플룸의 형상을 보여주는 사진이다. 아르곤 유량은 40 sccm이고

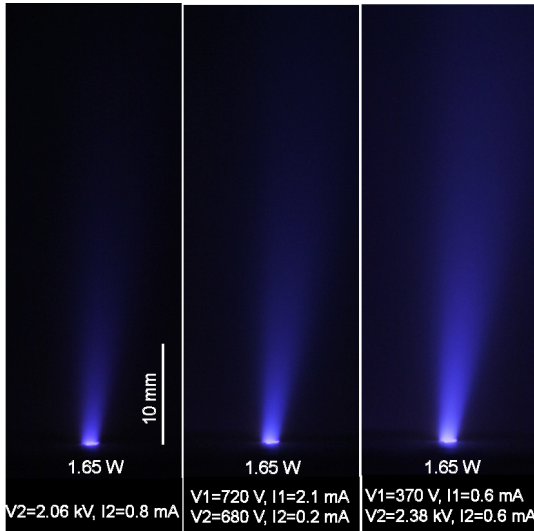


Fig. 3 Photo Image of exhaust plume from  $\mu$ PT at the same power input of 1.65 W in the presence of 40 sccm argon flow at back pressure of  $6.0 \times 10^{-2}$  Torr ( $\approx 8.0$  Pa). The left image is for a single stage operation with only the second stage being turned on and the middle and the right image are for a dual stage operation.

분위기압은  $6.0 \times 10^{-2}$  Torr ( $\approx 8.0$  Pa)이다. 각 경우마다 총 소모 전력은 1.65 W로 동일하다. 왼쪽 사진은 두 번째 단만을 사용한 일단 운전인 경우이다. 중간 사진과 오른쪽 사진은 이단 운전의 경우들로서, 각각 첫 번째 단의 전력이 높은 경우와 두 번째 단의 전력이 높은 경우에 해당된다. 그림에서 보듯이 동일한 전력소모에 대해서 이단 운전이 일단 운전에 비하여 보다 더 길이가 긴 배기 플룸이 발생되어 상대적으로 더 좋은 추력 성능을 보여줄 수 있다. 그림에는 포함되지 않았지만 첫 번째 단만을 사용한 일단 운전의 경우는 가속 채널에서 면적 대 체적 비가 높아 에너지 손실이 커져서 두 번째 단만을 사용한 일단 운전의 경우보다 훨씬 더 작은 배기 플룸의 형상을 보였다. 이단 운전에서는 두 번째 단의 전력이 높은 경우가 첫 번째 단의 전력이 높은 경우보다 조금 더 높은 밝기 즉 방전 밀도를 보이고 좀 더 길이가 긴 배기 플룸을 발생시킴을 보여주고 있다. 출구에서의 배출 속

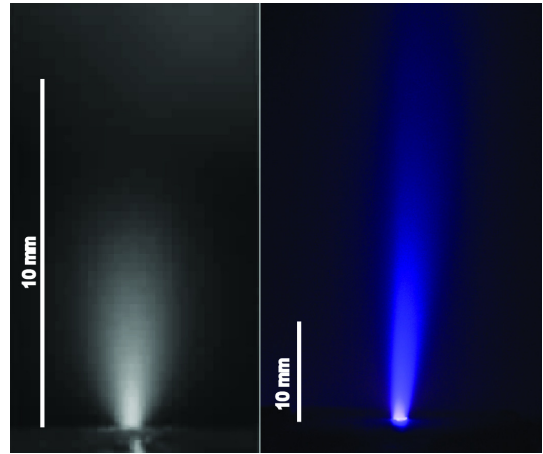


Fig. 4 Comparison of exhaust plumes of similar micro-scale plasma thruster. Left: microwave excited micro plasma thruster with 4.9 W at 50 sccm argon flow[13]. Right:  $\mu$ PT with 4.0 W at 40 sccm argon flow.

도( $v_a$ )는 전극 사이의 전압 강하가 일정하고 완전 이온화가 되었다는 가정하에서 이론적으로 전압강하( $V_0$ )의 제곱근에 비례한다.

$$v_a = \sqrt{2qV_0/M} \tag{1}$$

여기서  $q$ 는 단위 전하량이며  $M$ 은 추진제의 질량이다. 두 번째 단만 사용한 일단 운전의 경우(Fig. 3의 왼쪽 사진)에서의 전압강하가 이단 운전 시 두 번째 단의 전압강하(Fig. 4의 오른쪽 사진)와 큰 차이가 없지만 배기 플룸의 형상이 아주 다른 것은 눈여겨볼만한 부분이다. 따라서 Fig. 3에서 보여준 결과는 첫 번째 단에서의 이온화 과정이 두 번째 단에서의 전기장에 의한 가속에 도움이 되는 역할을 하고 있음을 알 수 있다.

Fig. 3에서 보여진 배기 플룸은 다른 유사 마이크로 플라즈마 추력기에 대한 연구에서 보여준 전열 효과에 의존하는 추력기의 결과[13,14]에 비하여 확산 각도가 낮고 훨씬 긴 배기 플룸을 보여주고 있다. 출구에서의 확산 각도는 이온 궤적의 각도와도 상관이 있고 이는 추력과 비추력 수준을 상대적으로 비교할 수 있는 지표라고

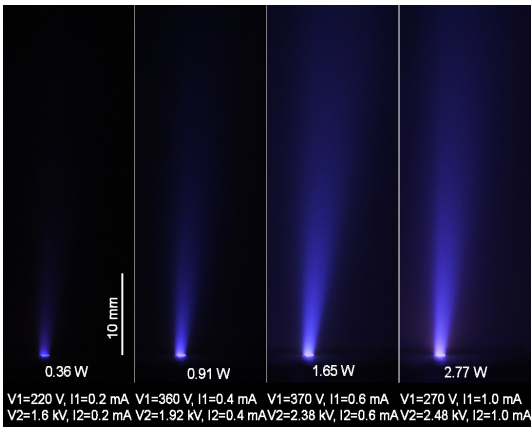


Fig. 5 Photo image of exhaust plume from  $\mu$ PT at different power input from 0.36 W to 2.77 W at 40 sccm argon flow and back pressure of  $6 \times 10^{-2}$  Torr ( $\approx 8.0$  Pa).

할 수 있겠다. Fig. 4는  $\mu$ PT와 유사한 크기와 운전 조건을 가진 마이크로 웨이브를 이용한 마이크로 플라즈마 추력기로부터의 결과[13]를 비교한 사진이다. 상대 비교를 위해서 10 mm 길이의 동일한 눈금자를 삽입하였다. 사진에서 보듯이  $\mu$ PT로부터 발생된 배기 플룸이 비슷한 전력과 압력하에서 보다 더 길고 확산 각도도 매우 작음을 알 수 있다. 이는 본 연구에서 시도된 이단 MHCD가 이온 엔진에서와 같이 보다 더 정전기적인 가속 효과를 만들어 내고 있음을 간접적으로 설명한다고 하겠다.

Fig. 5는 전력 소모량에 따른  $\mu$ PT의 배기 플룸을 보여주는 사진이다. 시험 조건은 Fig. 3의 경우와 동일하지만 여기서는 두 번째 단의 전력이 높게 설정된 이단 운전에 대한 결과만 포함하였다. 방전 전력은 각 단의 방전 전류를 증감함으로써 조절하였다. 방전 전력이 증가함에 따라 배기 플룸의 길이 및 밝기가 높아지는 것을 알 수 있다. 동시에 분출 각도는 거의 동일하게 유지되고 있어 가속 형태는 변함이 없음을 알 수 있다. 방전 전류가 증가하면 두 번째 단의 전압도 증가하지만 첫 번째 단의 전압은 거의 동일하게 유지된다. 이는 가속 특성이 Fig. 3에서 보았듯이 두 번째 단의 전압강하와 연관이 있기 때문에 가속의 측면에서는 보다 더 유리한 특성

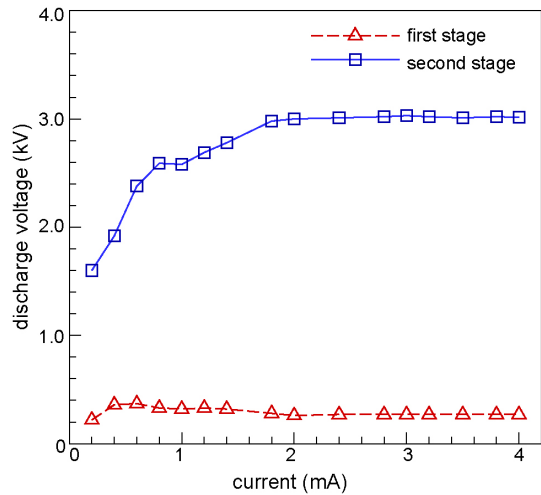


Fig. 6 Electrical characteristics of  $\mu$ PT in dual stage operation at back pressure of  $6 \times 10^{-2}$  Torr ( $\approx 8.0$  Pa) and argon flow rate of 40 sccm.

이라고 할 수 있겠다. Fig. 5에서 보듯이 방전 전류가 0.2 mA (0.36 W)에서 0.6 mA (1.65 W)로 증가함에 따라 두 번째 단의 전압이 1.6 kV에서 2.38 kV로 거의 선형적으로 증가함을 알 수 있다. 결과적으로 배기 플룸의 길이 또한 증가함을 확인할 수 있다. 하지만 1.65 W와 2.77 W의 경우를 비교하면 0.4 mA의 전류 증가량에 비하여 두 번째 단의 전압은 100 V의 증가량만을 보여주었다. 이는 일정 범위 이상으로 전력이 증가하더라도 가속 특성이 지속적으로 증가하지는 않는 것을 의미하기 때문에, 효율의 측면에서 최적의 운전 영역이 존재함을 의미한다. 이 두 경우의 배기 플룸 사진이 보여주듯이 전압의 차이가 거의 없기 때문에 배기 플룸의 길이 또한 거의 동일함을 확인할 수 있다. 하지만 소모 전력의 증가로 출구에서의 밝기는 증가하였음을 알 수 있다.

### 3.2 제트 플룸의 속도 특성

$\mu$ PT의 방전 특성을 이해하고 올바른 운전 조건을 확인하기 위하여 이단 운전에서의 전압-전류 특성을 확인하였다. Fig. 6은 Fig. 5의 경우와 동일한 압력과 유량 조건하에서 각 단에서의 전압 강하의 변화를 보여주는 그래프이다. 방전 전

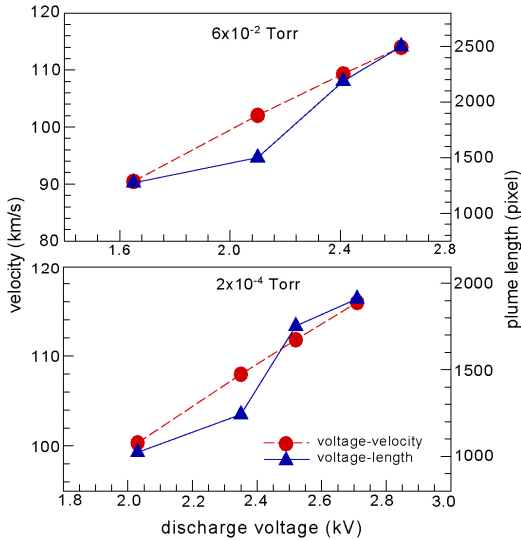


Fig. 7 Correlation between estimated ion velocity and exhaust plume length at back pressures of  $6 \times 10^{-2}$  Torr (=8.0 Pa) and  $2 \times 10^{-4}$  Torr (=26.7 MPa).

류가 0.2 mA에서 4 mA로 증가함에 따라 방전 전압이 변화하는데, 두 번째 단의 전압은 양의 증가폭(+dV/dI)를 보이다가 2 mA 이상에서 약 3 kV로 일정하게 유지됨을 보인다. 위에서 언급 하였듯이 두 번째 단의 전압이 1.6 kV에서 3 kV로 증가하더라도 첫 번째 단의 전압은 거의 300 V로 유지되고 있음을 확인할 수 있다. 압력이  $2 \times 10^{-4}$  Torr (=26.7 MPa)이고 아르곤 유량이 40 sccm의 경우에는 전압이 일정해지는 지점의 방전 전류가 약 1 mA이고 두 번째 단의 전압 강하가 약 2 kV로 확인되었다.

3 kV의 전압 강하에 대한 플룸의 이론적인 최대 배출 속도는 약  $1.23 \times 10^5$  m/s이고 이에 해당하는 비추력은  $1.25 \times 10^4$  초이다. 이는 실제의 경우보다 매우 과장되게 계산된 값인데 앞서 설명한 바와 같이  $\mu$ PT에서의 방전 밀도는 완전 이온화되는 수준이 아니며 전기장의 분포 또한 선형적이지 않다. 실제로 이온화도 (이온 입자 수 / (중성 입자 수 + 이온입자 수))는 약  $10^{-4}$  정도로 예상되기 때문에 이러한 경우에는 전기장에 반응을 보이지 않고 거의 멈추어 있는 중성 입자와 이온들이 충돌하여 이온이 에너지를 잃게 되

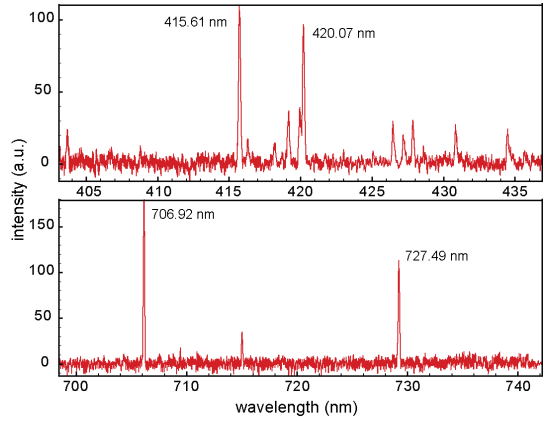


Fig. 8 Spectral lines of atomic argon at 3.5 sccm flow rate and back pressure of  $2.2 \times 10^{-4}$  Torr (=29.3 MPa).

는 확률이 높아진다. 또한 가속 채널 내부의 벽면에서 발생하는 손실과 이온의 재결합으로 인한 중성화등으로 인하여 실제 측정값은 이론값보다 매우 낮은 수준으로 예상할 수 있다.

Fig. 5에서 관찰된 플룸의 형상과 배출 속도와 의 상관 관계를 확인하기 위하여 배기 플룸의 길이와 이론 적인 배출 속도를 비교하여 보았다. Fig. 7은 Eq. 1에 의해 계산된 이론적인 이온의 배출 속도와 배기 플룸의 길이를 비교한 그래프이다. 비교의 단순화를 위해서 두 번째 단만 운전한 경우를 포함하였다. 플룸의 길이는 플룸의 밝기 분포 이미지를 경계 탐지(edge detection) 기법으로 후처리하여 채널의 축방향으로 측정된 값을 사용하였다. 그래프에서 볼 수 있듯이 플룸의 길이가 방전 전압이 증가함에 따라 증가함을 보여주고 있으며 계산된 배출 속도와 비슷한 경향을 보이고 압력과 무관함을 확인할 수 있다. 이는 추력 특성 즉 가속 특성을 보다 간편한 방법으로 상대 비교하기 위하여 배기 플룸의 이미지를 간접적이고 제한적으로 사용할 수 있음을 보여준다고 하겠다. 보다 정량적이고 정확한 측정은 페러데이 탐침(Faraday probe)이나 뒤쳐진 포텐셜 분석기(retarding potential analyzer)를 사용하여야 하는데, 본  $\mu$ PT와 같이 매우 작은 크기의 저 전류 방전에서는 낮은 신호로 인하여 측정이 어려울 것으로 예상된다.

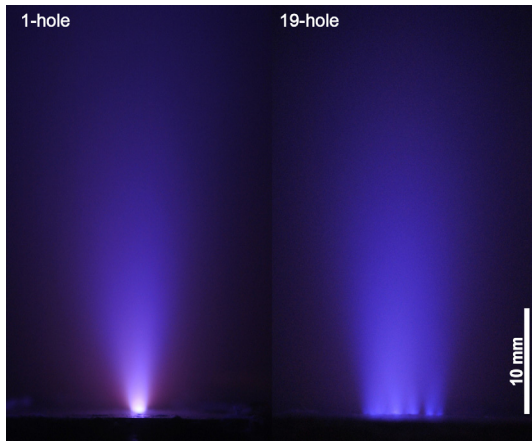


Fig. 9 Photo images of exhaust plume from  $\mu$ PT in the presence of 3.5 sccm argon flow at back pressure of  $7.2 \times 10^{-2}$  Torr (=9.6 Pa). Left image is for a single-hole thruster and right image is for a 19-hole thruster. Total power is 2.75 W in each case.

배기 플룸에서의 평균적인 전자 에너지는 볼츠만 그래프로 측정되는 전자 여기(electron excitation) 온도에 비례한다. Fig. 8은 분위기압  $2.2 \times 10^{-4}$  Torr (=29.3 MPa)에서 아르곤 유량이 3.5 sccm인 경우 배기 플룸에서의 발광 스펙트럼을 보여주는 그래프이다. 그림에서 표시된 바와 같이 네 개의 지배적인 아르곤 원자 스펙트럼이 확인되었다. 이들의 발광 세기로부터 얻어진 볼츠만 그래프에서 전자 여기 온도가 약 2.6 eV인 약 30,100 K으로 계측되었다.

### 3.3 다중 배열 운전 특성

$\mu$ PT의 낮은 전류 및 작은 크기로 인하여 추력의 크기가 매우 낮을 것으로 예상된다. 이를 극복하기 위해서는 방전 채널의 수를 다수로 만드는 것이 필요하다. Fig. 9는 단일 채널의 경우(좌)와 19 개의 채널을 가진 경우(우)를 비교한 사진을 보여준다. 채널의 직경은 동일하게 0.7 mm이며 다중 채널의 경우 채널 중심 간의 간격은 1.4 mm이다. 총 전력량과 아르곤 유량은 각각 2.75 W 및 3.5 sccm로 동일하게 하였으며 압력은  $7.2 \times 10^{-2}$  Torr (=9.6 Pa)이다. 두 경우 모두 플룸의 길이는 비슷하지만 단일 채널의 경우는

출구에서의 밝기가 전력밀도의 증가로 인하여 높은 것을 알 수 있다. 그러나 다중 채널의 경우 배기 플룸이 보다 균일하고 직진성이 좋은 것을 알 수 있다. 각각의 채널로 공급되는 전력을 고려해 볼 때, 다중 채널의 경우 한 개의 채널에 걸리는 전력이 단일 채널에 비하여 매우 낮기 때문에, 다중 채널의  $\mu$ PT에서 플라즈마 방전에 의한 채널의 손상을 낮출 수 있고 또한 추력기 전체의 전력을 안정적으로 높일 수 있음을 의미한다. 따라서 다중 채널의  $\mu$ PT가 추력기의 수명에도 유리하며 따라서 위성의 임무 관점에서도 바람직하다고 하겠다. 19개의 채널을 가진  $\mu$ PT의 전체 직경이 여전히 1 cm를 넘지 않기 때문에 한 개의  $\mu$ PT에서 발생하는 추력의 크기가 여전히 수 mN이하로 예상된다. 따라서 실제 탑재 가능한 추력기로 사용하기 위해서는 다중 채널의  $\mu$ PT를 여러 개 병렬로 클러스터링하는 것이 필요할 것으로 판단된다. 향후 추력 측정과 같은 보다 정량적인  $\mu$ PT의 분석을 통해서 성능 개선에 대한 연구가 필요하겠다.

## 4. 요약

본 논문에서는 나노 위성이나 큐브 위성과 같은 초소형 위성에서 활용하기 위한 마이크로 크기의 플라즈마 추력기( $\mu$ PT)에 대한 타당성 연구를 위하여 배기 플룸의 특성을 분석하였다. 이단 MHCD를 적용함으로써 매우 방향성 있고 길이가 연장된 배기 플룸을 발생시킴으로써 정전기적 가속과 같은 특성을 얻을 수 있음을 확인하였다. 두 번째 단의 존재는 이온 엔진에서의 그리드(grid)와 같은 가속 채널의 역할을 함으로써 보다 더 정전기적인 가속을 가능하게 한다. 두 번째 단의 전력이 첫 번째 단의 전력보다 높은 운전 상태에서 배기 플룸의 확산 각도는 7도에서 10도 정도로, 다른 유사한 마이크로 플라즈마 추력기와 비교하여 매우 낮고 길이가 긴 플룸 특성을 보였다. 전압-전류 특성에서는 전류의 변화에 대하여 전압강하가 일정하게 유지되는 효율적인 운전점이 존재함을 확인하였다. 고도의

진단 기법이 아닌 간단한 플룸의 형상을 이용하여 제한적으로  $\mu$ PT의 상대적인 성능을 간접적으로 비교하였다. 향후 미소 추력의 측정이나 페러데이 탐침등을 통하여 정량적인 분석을 수행하고 지속적으로 개발한다면, 나노 위성이나 큐브위성에서 활용 가능한 수준의 정전기적 가속형 마이크로 플라즈마 추력기로 발전시킬 수 있는 가능성을 보여준 연구 결과라고 판단한다.

## 후 기

이 논문은 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 기초연구사업(2013R1A1A1012693 및 2015R1D1A1A01058936)의 성과임.

## References

1. Milligan, D., Gestal, D., Camino, O., Pardo-Voss, P., Estublier, D. and Koppel, C., "SMART-1 electric propulsion operational experience," *Proceedings of 29th International Electric Propulsion Conference*, Princeton, N.J., U.S.A., IEPC-2005-245, Oct.-Nov. 2005.
2. Schmidt, G.R., Patterson, M.J. and Benson, S.W., "The NASA evolutionary Xenon thruster (NEXT): The next step for U.S. deep space propulsion," *Proceedings of 59th International Astronautical Congress*, Glasgow, Scotland, IAC-08-C4.4.2, Sep-Oct. 2008.
3. Jahn, R.G., "Physics of Electric Propulsion," pp. 6, Dover, N.Y., U.S.A., 2006.
4. Takahashi T., Takao Y., Ichida Y., Eriguchi K. and Ono K., "Microwave-excited micro plasma thruster with helium and hydrogen propellants," *Physics of Plasmas*, Vol. 18, No. 6, pp. 063505, 2011.
5. Kc U., Bingaman J., Varghese P.L. and Raja L.L., "Studies of a direct-current micordischarge based miniaturized plasma thruster," *2nd European Conference for Aero-Space Science (EUCASS)*, Brussels, Belgium, Jul. 2007.
6. Arakoni R.A., Ewing J.J. and Kushner M.J., "Microdischarges for use as microthrusters: Modelling and scaling," *Journal of Physics D: Applied Physics*, Vol. 41, pp. 105208, 2008.
7. Stein W.B., Alexeenko A.A. and Hrbud I., "Performance Modeling of a coaxial radio-frequency gas-discharge micro thruster," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 24, No. 5, pp. 1007-1017, 2008.
8. Ito, T., Gascon N., Crawford W.S. and Cappelli MA., "Experimental characterization of a micro-hall thruster," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 23, No. 5, pp. 1068-1074, 2007.
9. Tsay M., Hohman K. and Olson L., "Micro RF ion engine for small satellite applications," *23rd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, U.T., U.S.A., Aug. 2009.
10. Coletti M., Guarducci F. and Gabriel S.B., "A micro PPT for cubesat application: Design and preliminary experimental results," *Acta Astronautica*, Vol. 69, No. 3, pp. 200-208, 2011.
11. Martel F., Perna L. and Lozano P., "Miniature ion electrospray thrusters and performance tests on cubesats," *26th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, U.T., U.S.A., pp. 13-16, Aug. 2012.
12. Schoenbach K.H., El-Habachi A., Shi W. and Ciocca M., "High-pressure hollow cathode discharges," *Plasma Sources Science and Technology*, Vol. 6, No. 4, pp. 468-477, 1997.
13. Takao Y., Eriguchi K. and Ono K., "A miniature electrothermal thruster using



microwave-excited microplasmas: Thruster measurement and its comparison with numerical analysis," *Journal of Applied Physics*, Vol. 101, No. 12, pp. 123307, 2007.

14. Slough J., Andreason S., Ziemba T. and Ewing JJ., AFRL project report FA8650-04-C-2514, 2005.