

## 저진공상태에서 노즐 팽창비와 비열비에 따른 마이크로 노즐의 특성 연구

김연호\* · 정성철\*\* · 허환일\*\*\*

### Characteristic Study of Micro-Nozzles according to the Ratios of Nozzle Expansion and Specific heats in low vacuum condition

Youn-Ho Kim\*, Sung-Chul Jung\*\* and Hwanil Huh\*\*\*

**Keywords :** Micro-nozzle(마이크로노즐), Cold-gas thruster(냉가스추력기), low vacuum condition(저진공상태)

#### Abstract

We conducted the experiment to analyze characteristics of micro-nozzle using different cold gas under two different nozzle expansion ratios in low vacuum condition. We measured thrust and chamber pressure and mass flow rate under low vacuum condition, and then compared them with those in ambient pressure.

#### 1. 서론

마이크로 추진장치는 미소추력을 갖기 위해 아주 작은 노즐목과 저압 상태로 설계되어지고 10-2000 사이의 저 레이놀즈 수 유동으로 특징을 말할 수 있다. 이 유동에서는 점성손실이 중요하므로 높은 레이놀즈수 유동에 대해 개발된 이론을 수정하여 적용할 필요가 있다. 이러한 마이크로 추진 시스템 개발에 중요한 위치를 차지하는 마이크로 노즐 성능에 관한 연구가 최근 활발하게 이루어지고 있다. 마이크로 노즐 성능 및 유동장에 관한 연구[1,2]가 미공군 연구소의 Ketsdever 박사[3,4] 및 러시아의 Ivanov 박사 그룹[5]에 의해 진행되고 있으며 이 연구에 따르면, 노즐 목을 기준으로 레이놀즈수가 1500 미만인 경우 비추력 효율이 급격히 떨어지는 것으로 알려져 있다. 마이크로 노즐의 효율 감소에 큰 역할을 하는 점성손실에 대한 이해가 최적 마이크로 노즐 형상 연구에 절대적이 된다. 또한 추진기관은 운용조건에 부합하는 환경모사의 실험이 필수적이고 특히 고도의 변화는 배압의 변화를 초래하므로 비추력과 추력의 성능의 증가를 가져올 수 있다. 이러한 연구를 통해서 마이크로 노즐을 최적의 형상으로 제작할 수 있다면 추진기의 성능은 진일보할 것이다. 이를 위해 본 논문에서는 콜드가스 추진기를 이용하여 챔버의 압력을 변화시키면서 추진제로 질소, 아르곤 가스를 사용하여 추력과 질유량을 측정하는 실험을 진행하였다. 이 실험은 진공챔버를 이용하여 배압을 저진공 상태로 모사하여 마이크로노즐의 추력특성을 실험하였으며 기존에 대기압 환경에서 실험한 자료[6]를 바탕으로 이루어졌다. 이 실험에서 도출된 결과와 대기압에서 수행한 실험결과와의 비교를 통해서 마이크로노즐의 저 레이놀즈 영역에서의 특성을 분석하고자 하였다.

#### 2. 마이크로 노즐

추진시스템의 주요한 부분을 차지하는 노즐의 설계는 마이크로노즐의 설계에도 적용되어지며 최적의 효율을 갖기 위한 연구가 필요하다. 노즐 사이즈가 센티미터가 아닌 밀리미터 혹은 마이크로 단위로 작아지면 저 레이놀즈수 효과가 두드러질 것으로 예상된다. 또한 마이크로노즐은 사이즈가 작기 때문에 유효단면에 의한 영향을 많이 받으므로 형상을 결정하는데 주의하여야 한다. 일반적으로 원형 단면 노즐 성능이 비원형 단면 노즐 성능에 비해 우수한 것으로 알려져 있고 이는 비원형 단면 노즐이 더 높은 마찰 손실과 열전달 손실을 갖기 때문이다[7]. 앞선 연구에서 FLUENT를 이용하여 비원형 노즐을 정사각형 노즐로 가정하여 원형 노즐과의 마하수를 비교해보으로써 이를 검증할 수 있었다[8].

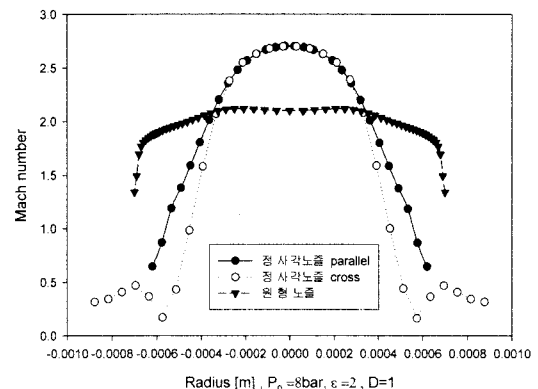


Fig. 1 Mach number distribution at nozzle exit

Figure 1에서 원형 노즐에서는 중앙부분의 거의 일정한 부분, 벽면방향으로 선형적으로 감소하는 부분, 벽면 경계층에서 마하수가 급격히 감소하는 부분으로 나누어짐을 알 수 있다. Fig. 2

\* 충남대학교 대학원 항공우주공학과, kgumm@hanmail.net

\*\* 충남대학교 대학원 항공우주공학과, zezeout@naver.com

\*\*\* 충남대학교 항공우주공학과, hwanil@cnu.ac.kr

연락처, E-mail : kgumm@hanmail.net

에서 이러한 원형 단면 노즐의 마하수 분포형태를 나타내었고 Fig. 3에서는 원형단면노즐의 출구압력분포형태를 나타내고 있다.

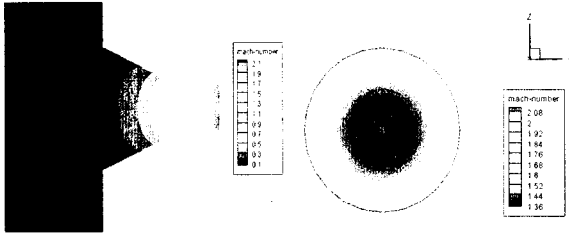


Fig. 2 Mach number contour with circular cross sectional nozzle

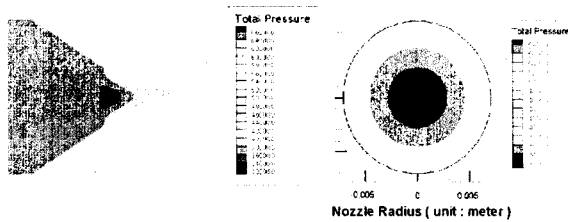


Fig. 3 Pressure contour with circular cross sectional nozzle

반면 정사각형 노즐의 경우 모든 방향으로 포물선에 가까운 마하수 분포를 보여주며, 중앙과 벽면 근처의 마하수 차이가 원형 단면에 비해 훨씬 큰 차이가 나는 것을 볼 수 있다. 이는 정사각형 노즐 끝단에서 형성되는 경계층의 두께가 증가함에 따라 높은 마찰 손실을 일으켜 그 방향으로 유동도관이 확장함에 따르는 손실을 보상하지 못하기 때문이다. 이러한 연구결과를 바탕으로 본 논문에서는 원형 단면 마이크로 노즐을 콜드가스 추력기에 장착하였으며 같은 팽창비에 대하여 노즐출구의 직경을 다르게 하여 대기압 상태에서의 실험을 진행하고 이를 바탕으로 진공상태에서 실험을 수행하였다.

### 3. 실험

#### 3.1 실험방법

본 실험에 사용된 콜드가스 추력기의 구성은 Fig. 4와 같다. 추진제(비열비 1.40 N<sub>2</sub>, 비열비 1.67 Ar)는 정체실(settling chamber)을 거쳐 챔버로 유입되며, 노즐 장착 위치에서 7 mm 상부에 구멍을 내어 압력센서를 부착하였다. 정체실의 직경은 15 mm, 챔버의 직경은 5 mm, 길이는 15 mm이다. 원형 단면 노즐목 직경은 각각 1.0, 0.5, 0.25 mm이고, 확산각은 15°로 제작하였다. 팽창비는 각각의 노즐목에 대하여 2, 4로 제작하였다.

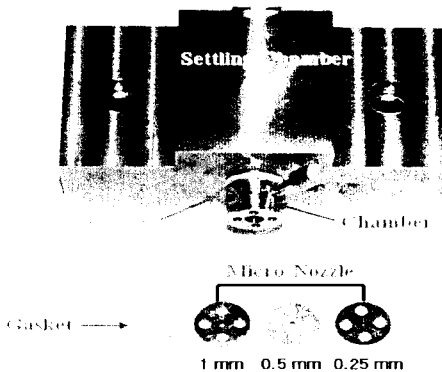


Fig. 4 Cold gas thruster and nozzle configuration

진공상태에서 실험을 하기 위해 Fig. 5와 같이 시스템을 구성하였다.

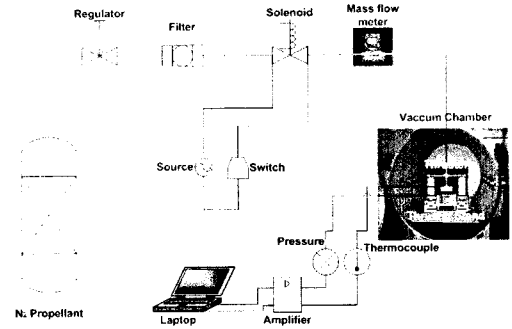


Fig. 5 Schematic of experimental set-up for cold gas thruster

Figure 6는 진공챔버 실험을 수행한 전체적인 형상이다. 실험에 사용된 진공챔버는 (주)한화 대전공장에서 보유하고 있는 저진공챔버를 이용하였으며, 진공챔버의 압력을  $7.78 \times 10^{-1}$  torr, 고도 48 km 상공으로 모사하여 실험을 수행하였다.

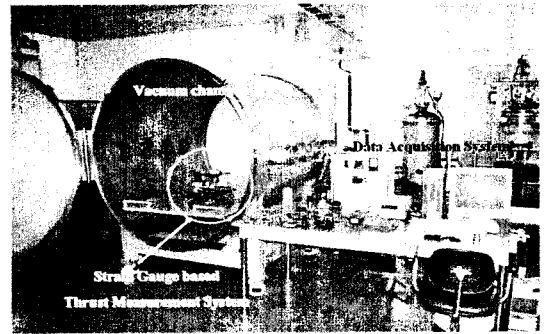


Fig. 6 Total experimental system

#### 3.2 실험결과

본 실험의 목적은 마이크로노즐의 저압부특성 즉, 레이놀즈수에서의 추력특성을 살펴보기 위함이다. 이전에 수행한 대기압 상태에서의 실험[9]에서 추력곡선의 경향이 대형 노즐에서와는 다른 경향인 노즐목 직경이 밀리미터 이하로 작아질수록 압력이 낮은 영역에서 추력이 선형적으로 증가하지 않은 현상이 발생하였다. 이러한 현상은 앞서 언급한바와 같이 저 레이놀즈수의 유동에서 점성효과에 의한 손실이 발생하였음을 상기시켜준다. 대기압 상태의 실험에서 이러한 원인을 아음속 경계층 유동이 출구 압력에 영향을 받으므로 1기압인 대기압(back pressure)이 유동의 박리를 일으킬 만큼 충분히 높기 때문이라고 분석하였다. 발생하는 추력이 작기 때문에 유동의 후류에서 배압이 영향을 미치게 되는 것이다. 이처럼 추력손실의 원인이 되는 배압의 영향을 없애고 마이크로 노즐의 특성을 살펴보기 위해 진공상태에서 실험을 진행해본 결과를 Fig. 7~12에 그래프로 나타내었다. 그래프의 결과를 보면 두 추진제와 각각의 노즐에 대하여 진공상태에서 실험한 결과가 대기압 하에서 측정된 추력값보다 크게 나옴을 알 수 있다. 이론상으로 추진제의 비열비에 따른 추력변화는 거의 발생하지 않으며 결과를 살펴봐도 두 동일조건에서 두 추진제에 대하여 측정된 추력은 차이가 크게 발생하지 않음을 알 수 있다. 특히 노즐목 직경이 0.25 mm의 경우 대기압에서 실험했을 때 완전팽창 지점인 8 bar 이전에는 2차곡선의 형태로 나타난 현상이 진공상태의 경우 추력곡선이 선형적으로 증가하는 것을 볼 수 있다. 이를 통해 배압에 의해 마이크로 노즐의 성능이 영향을 받는다는 사실을 확인할 수 있었다.

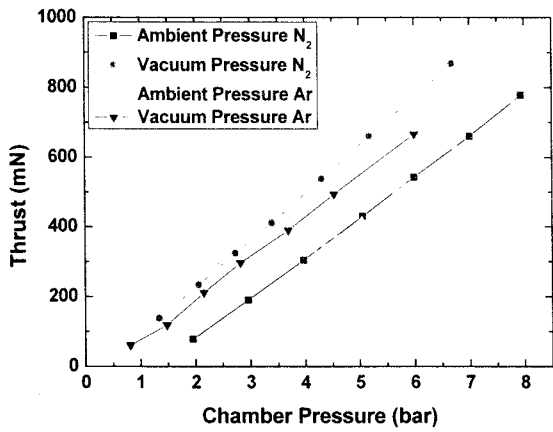


Fig. 7 Nozzle throat diameter 1.0 mm with expansion ratio 4

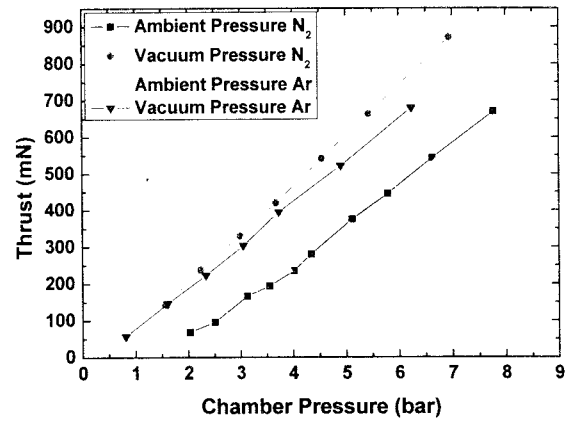


Fig. 8 Nozzle throat diameter 1.0 mm with expansion ratio 4

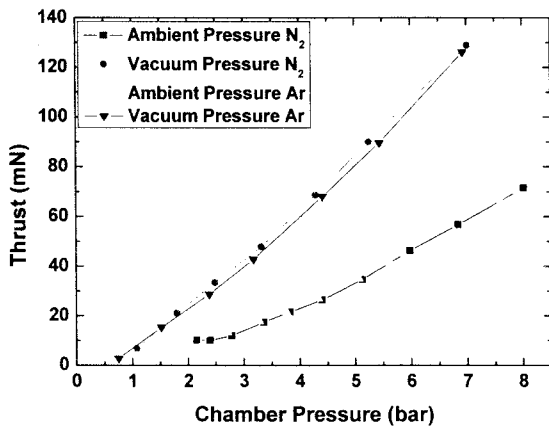


Fig. 9 Nozzle throat diameter 0.5 mm with expansion ratio 2

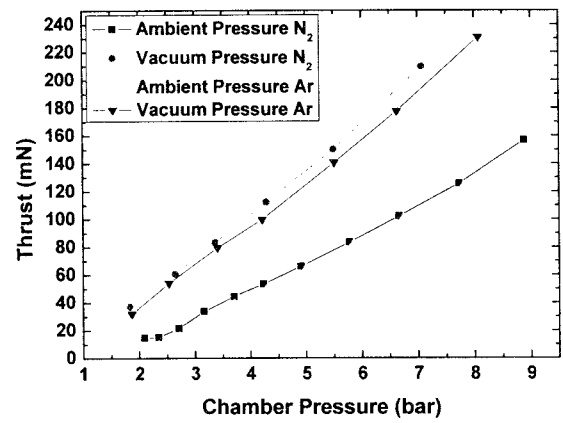


Fig. 10 Nozzle throat diameter 0.5 mm with expansion ratio 4

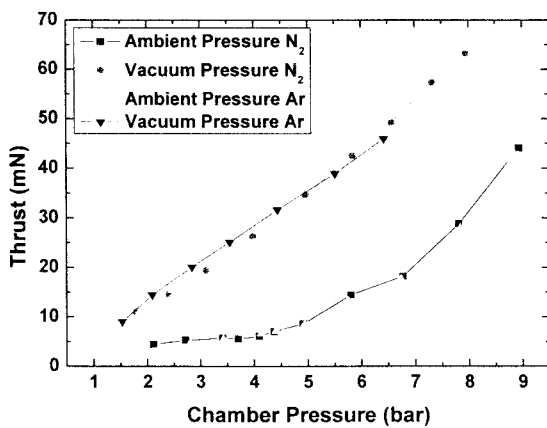


Fig. 11 Nozzle throat diameter 0.25 mm with expansion ratio 2

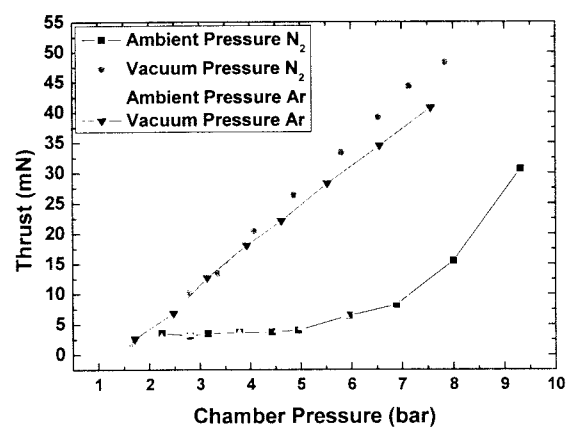


Fig. 12 Nozzle throat diameter 0.25 mm with expansion ratio 4

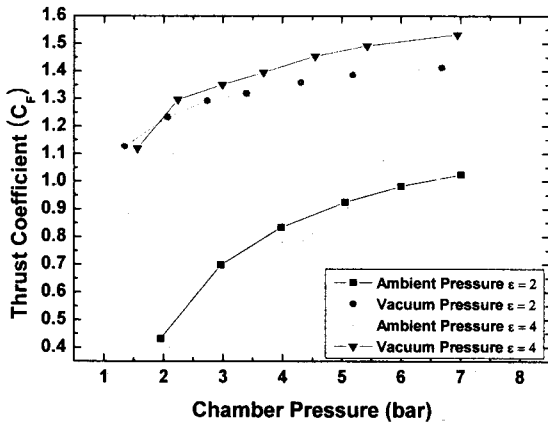


Fig. 13 Thrust coefficient of N<sub>2</sub> gas at nozzle throat diameter 1 mm

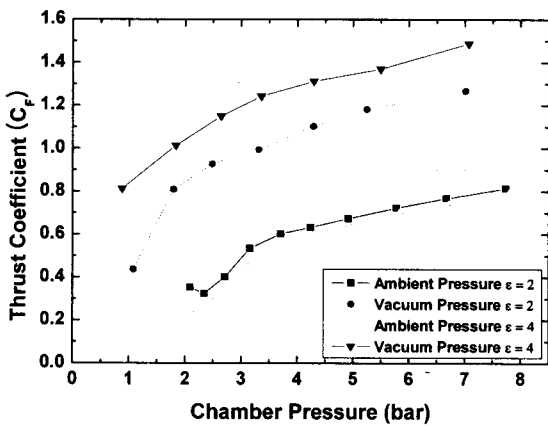


Fig. 14 Thrust coefficient of N<sub>2</sub> gas at nozzle throat diameter 0.5 mm

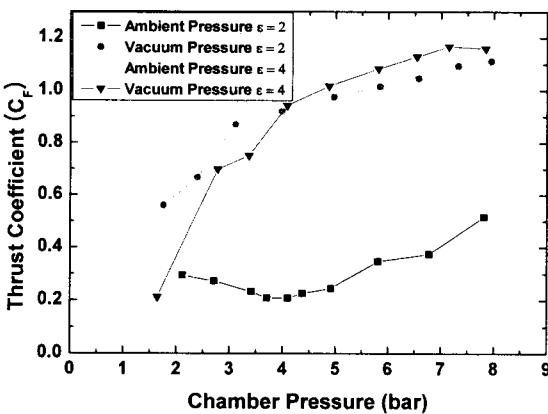


Fig. 15 Thrust coefficient of N<sub>2</sub> gas at nozzle throat diameter 0.25 mm

#### 4. 결론

미소추력을 발생시키는 마이크로 로켓의 설계를 위해 주요한 구성을 하는 마이크로 노즐을 제작해 보았다. 지상실험을 통해 마이크로 노즐의 후류에서 배압이 추력손실에 영향을 미친다는

것을 확인하였고 이를 확인하기 위해 진공챔버를 이용하여 우주 환경을 모사하고 같은 실험을 진행해 본 결과 다음과 같은 결론을 유추해 낼 수 있었다.

1. 노즐목 직경이 밀리미터 이하로 작아지게 되면 아음속 경계층의 경우 출구의 압력에 많은 영향을 받게 되는데 배압이 유동의 박리를 일으킬 만큼 높게 되면 많은 손실이 발생하여 노즐의 효율을 저하시킨다.

2. 마이크로 노즐의 경우 챔버의 공급 압력이 낮아지면 노즐 확산부에서 경계층에 의한 손실이 커지게 되고 이에 따라 노즐의 유효면적비(effective area ratio)가 감소하게 된다.

3. 유효면적 감소 효과는 비열비와 노즐의 팽창비에는 크게 영향을 받지 않는다.

본 실험을 통해서 매크로 노즐과 마이크로 노즐의 특성을 비교하였고, 마이크로 노즐의 경우 점성과 배압의 영향을 고려하여 설계해야 한다는 사실을 확인할 수 있었다. 향후 본 논문을 통해 얻어진 결과를 이용하여 운용될 고도의 환경에 알맞은 마이크로 노즐을 설계, 제작하여 압력에 따른 추력을 측정함으로써 실제 마이크로 인공위성에 적용 가능한 추진기관에 대한 연구를 진행할 계획이다.

#### 후기

본 연구는 한국과학재단의 목적기초 연구지원(과제번호: KOSEF R01-2005-000-11735-0)으로 수행된 연구결과의 일부이며 연구비를 지원해 주신 한국과학재단에 감사드립니다.

#### 참고문헌

- [1] Zakirov *et al.*, "Specifics of Small Satellite Propulsion: Part 2," AIAA Paper 2001-3834, 2001.
- [2] Menzies *et al.*, "Computational Investigation of Three-Dimensional Flow Effects on Micronozzles," J. Spacecraft and Rocket, Vol. 39, No. 4, 2002, pp. 642-644
- [3] Ketsdever, A. D., "System Considerations and Design Options for Microspacecraft Propulsion Systems," Chap. 4 in Micropropulsion for Small Spacecraft edited by Micci *et al.*, AIAA, 2000.
- [4] Jamison, A. J., and Ketsdever, A. D., "Low Reynolds Number Performance Comparison of an Underexpanded Orifice and a DeLaval Nozzle," 23rd International Symposium on Rarefied Gas Dynamics, Whistler, 2002.
- [5] Markelov, G. N., and Ivanov, M. S., "Numerical Study of 2D/3D Micronozzle Flows," 22nd International Symposium on Rarefied Gas Dynamics, Sydney, 2004.
- [6] 문성환, 오화영, 허환일, "마이크로 노즐 성능평가," 한국항공우주공학지, 제33권 제5호, 2005, pp.72-78
- [7] B. Larangot, V. Conedera, P. Dubreuil, T. Do Conto and C. Rossi, "Solid Propellant Micro Thruster: an alternative propulsion device for nanosatellite," Aerospace Energetic Equipment, 2002.
- [8] 서지한, 박민주, 명노신, 허환일, "마이크로 노즐 유동장에 관한 CFD 예측검증," 한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집, 2006, pp.148-151
- [9] 오화영, 허환일, 문성환, "노즐 팽창비와 비열비에 따른 마이크로 노즐의 특성연구," 한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집, 2005, pp.512-516