

노즐 팽창비와 비열비에 따른 마이크로 노즐의 특성연구

오화영* · 허환일** · 문성환***

Characteristic Study of Micro-Nozzle according to the Ratio of Nozzle Expansion and Specific heats

Hwayoung Oh* · Hwanil Huh** · Seonghwan Moon***

ABSTRACT

Recently, spacecraft technology trends can be expressed three words, i.e. "faster, cheaper and smaller". Among these systems, micro propulsion device is an essential component. Also micro nozzle is the most important part in the micro propulsion device. In case of cold-gas thruster, micro nozzle converts the stored energy in a pressurized gas into kinetic energy through expansion ratio. In this paper we report characteristics of micro nozzle with throat expansion ratio and ratio of specific heats. We measure thrusts using strain gauge based thrust measurement system. We can estimate the micro nozzle performance through experiments.

초 록

최근 우주 개발 기술은 “더 빠르고, 저렴하고, 효율적인” 으로 표현할 수 있다. 이런 장치들 사이에서 마이크로 추진 장치는 필수적인 요소이다. 또한 마이크로 노즐은 마이크로 추진 장치에서 가장 중요한 부분이다. 냉가스 추력기의 경우, 마이크로 노즐은 팽창비의 변화를 통해 압축 가스내의 저장된 에너지를 운동에너지로 변환시킨다. 본 논문에서는 노즐 팽창비와 비열비에 따른 마이크로 노즐의 특성을 실험하였다. 추력은 추력 측정 장치에 부착한 스트레인게이지를 사용하여 측정하였다. 또한 실험을 통해 마이크로 노즐의 성능을 평가해보았다.

Key Words: Micro-Nozzle(마이크로 노즐), Thrust Measurement System(추력 측정 장치), Nozzle Expansion ratio(노즐 팽창비), Micro Propulsion Device(마이크로 추진 장치)

1. 서 론

최근의 마이크로 가공기술의 발달은 여러 산업분야에 걸쳐 많은 영향을 끼치고 있다. NASA에서는 차기 우주비행체 개발을 위해 “Faster, Better and Cheaper”라는 단어를 모토로 삼고 있다. 이를 위해선 시스템의 소형화가 필수적이다. 이를 위해 전세계적으로 마이크로 추진 장치

* 충남대학교 항공우주공학과 석사과정

** 충남대학교 항공우주공학과
연락처자, E-mail: hwaniil@cnu.ac.kr

*** 유니슨(Unison Corp.)

에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다. 버클리 대학은 Smart-Dust라는 과제에서 MEMS 센서를 MEMS 고체로켓을 이용하여 일정지역에 분포시켜 군사용 또는 기상관측용 통신네트워크를 구축하려 한다[1]. 중국의 칭화대학[2]과 프랑스 LAAS- CNR[3]에서도 MEMS 기술을 이용, 고체 추진제를 이용한 마이크로 추진시스템을 연구하고 있다. 국내에서도 KAIST에서 MEMS 기술[4]을 이용한 MSPT (Micro Solid Propellant Thruster)에 대한 연구를 하고 있으며, 서울대와 경상대학교에서도 마이크로 추력기에 대한 실험을 수행하였다. 본 논문에서는 마이크로 노즐을 설계, 제작하고 비열비가 다른 추진제와 노즐 팽창비를 변화시켜 추력 특성을 측정하였다.

2. 마이크로 노즐 디자인

2.1 노즐 디자인 과정에서의 고려사항

대부분의 매크로 스케일의 우주 비행체 노즐 형상은 점성에 의한 영향이 1% 미만이기 때문에 비점성 유동 이론을 사용하여 디자인 한다. 하지만 마이크로 노즐을 디자인 할 때 점성에 의한 경계층이 노즐 내부의 많은 부분을 차지하게 되므로 점성에 의한 손실을 고려해야 한다. 레이놀즈수가 1000이하에서는 경계층의 영역이 두꺼워 지는데 이는 노즐 효율의 감소를 가져온다[5]. 또한 노즐목 직경이 1.0 mm인 원뿔형 노즐과 오리피스를 가지고 실험을 한 결과 레이놀즈수가 70이하에서는 노즐과 오리피스의 추력비가 1보다 작았다[6]. 충분히 낮은 레이놀즈수 작동조건에서 긴 확산부 길이는 점성 손실을 증가시키게 된다. 따라서 낮은 레이놀즈수에서는 확산부 길이를 줄임으로써 점성 손실을 줄이고, 크기와 질량의 감소라는 이점을 얻게 된다. 일반적으로 매크로 노즐에서는 벨 노즐이 원뿔형 노즐보다 성능이 더 우수하다고 알려져 있다. 하지만 점성효과가 지배적인 노즐에서 벨 노즐은 원뿔형 노즐보다 성능이 낮다[7]. 이는 벨 노즐 확산부의 만곡 부근에서 압축파가 생겨 손실을 일으키기 때문이다.

2.2 마이크로 노즐 제작

일반적으로 원형 단면 노즐 성능이 비 원형 단면 노즐 성능에 비해 더 나은 성능을 보인다. 이는 비 원형 노즐이 더 높은 마찰 손실과 열전달 손실을 갖기 때문이다[3]. 비원형 노즐의 끝단에서 형성되는 경계층은 그 두께가 증가함에 따라 높은 마찰 손실을 일으켜 그 방향으로 유동도관이 확장함에 따른 손실을 보상하지 못하게 된다. 또한 비원형 노즐에서 둘레길이 대 면적비(perimeter-to-area ratio)가 원형 노즐에 비해 항상 크게 된다. 이는 비원형 노즐에서 같은 부피의 유체가 흐를 때 접촉 면적이 높다는 것을 말한다. 이 결과 높은 마찰 손실과 열전달 손실이 생긴다. 그리고 높은 가로세로비를 갖는 2차원 노즐에서 노즐 폭은 원형노즐의 지름에 비해 훨씬 작다. 따라서 레이놀즈수가 작아지게 되고, 결과적으로 더 높은 마찰 손실을 일으킨다.

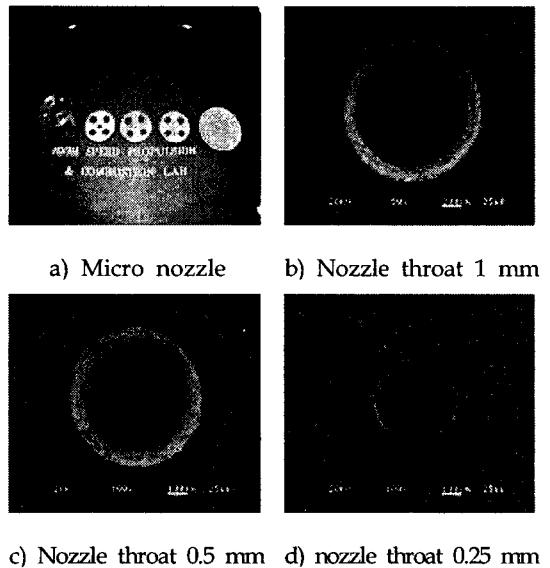


Fig. 1 Diverging Part of Micro Nozzle

본 논문에서는 방전가공을 이용한 원뿔형 원형 단면 노즐을 설계, 제작하였다. 노즐목 직경은 1.0, 0.5, 0.25 mm이고, 팽창비는 2와 4이며 확산각은 15°이다. Fig. 1은 방전가공을 통해 제작한 마이크로 노즐을 SEM을 이용하여 촬영한 그림이다.

3. 실험

3.1 실험장비

대기압 하에서 실험을 하기 위하여 Fig. 2와 같이 시스템을 구성하였다. 챔버압은 레귤레이터를 이용하여 2 ~ 20 bar까지 변화를 주었으며, 추진제의 질유량을 측정하기 위하여 열식 전자 유량계를 사용하였다. 챔버의 압력과 온도는 노즐에서 7 mm 상부에서 측정하였다.

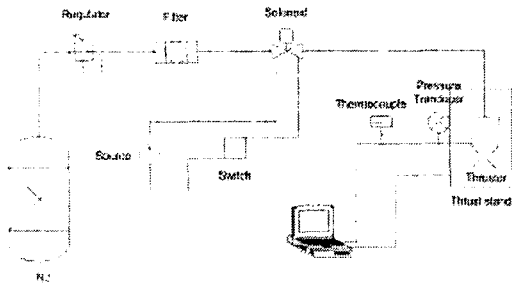


Fig. 2 Schematic of Test Rig

3.2 추력 측정기

추력기 성능을 평가함에 있어 추력의 측정은 매우 중요하다. 본 실험에서 측정할 추력의 범위는 노즐 목 직경이 0.25 mm인 경우 mN단위까지 측정 가능하고, 노즐 목 직경이 1.0 mm인 경우 N 단위까지 측정이 가능하다. 이 추력 범위 안에서 정확한 추력을 측정하기 위해 스트레인지지를 기반으로 한 추력 측정 시스템을 이용하였다[8]. Fig. 3은 스트레인지지를 기반으로 한 추력 측정시스템의 전체적인 형상이다.

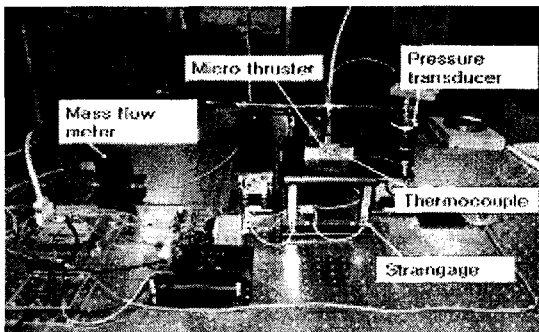
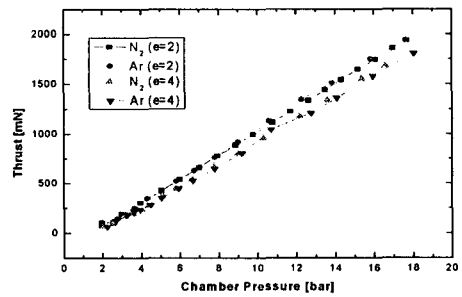


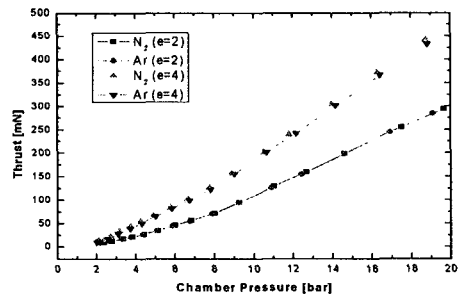
Fig. 3 Thrust measurement system

4. 실험 결과

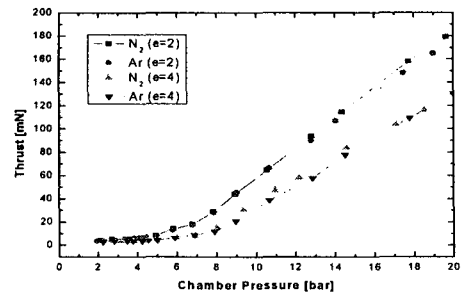
노즐의 성능은 추력, 챔버 압력과 추진제 질유량을 측정함으로써 평가할 수 있다. 노즐목이 1.0 ~ 0.25 mm로 감소함에 따라 추력 측정 장치의 분해능을 높이기 위해 더 많은 하중을 가하였다. Fig. 4에 각 노즐에 대한 추력 측정 결과가 나타나 있다.



a) Nozzle throat diameter 1.0 mm

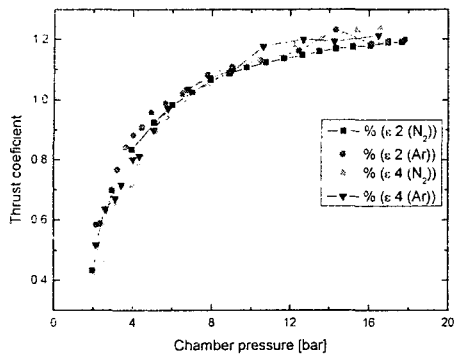


b) Nozzle throat diameter 0.5 mm

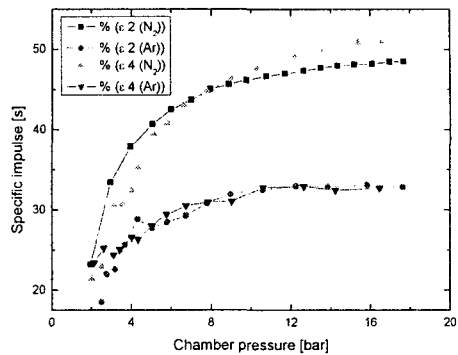


c) Nozzle throat diameter 0.25 mm

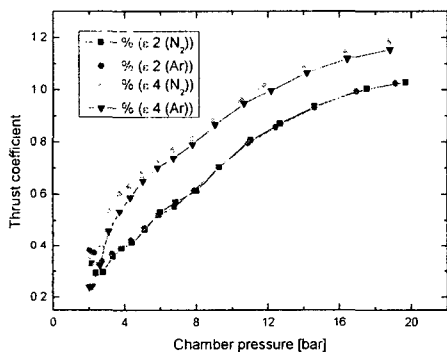
Fig. 4 Variation of thrust with nozzle throat



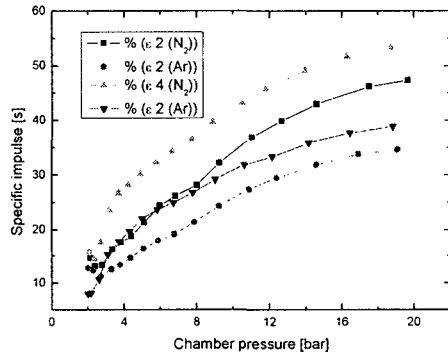
a) Nozzle throat diameter 1.0 mm



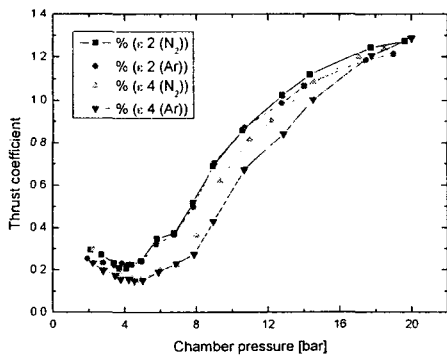
a) Nozzle throat diameter 1.0 mm



b) Nozzle throat diameter 0.5 mm

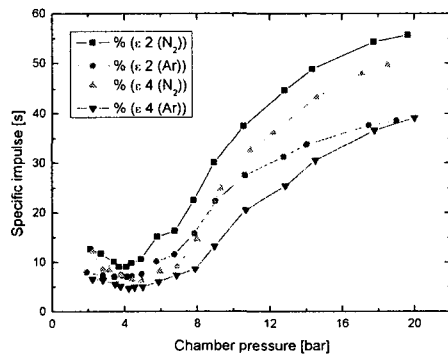


b) Nozzle throat diameter 0.5 mm



c) Nozzle throat diameter 0.25 mm

Fig. 5 Variation of C_F with nozzle throat



c) Nozzle throat diameter 0.25 mm

Fig. 6 Variation of Specific Impulse

Figure 4에서 보면 노즐목이 작아질수록 압력이 낮은 영역에서 추력이 선형적으로 증가하지 않음을 볼 수 있다. 이는 노즐목이 작아짐에 따라 경계층에 의한 손실이 커지게 되어 확산부의 유효 단면적을 감소시킨 결과 노즐 출구 면적(A_e)이 작아졌기 때문이다. Fig. 5의 추력계수에 대한 그림을 보면 노즐목이 1 mm인 경우 대형 노즐에서의 경향과 유사한 형태를 보인다. 즉 압력이 낮은 구간에서는 빠르게 증가하다가 압력이 높은 구간에서는 그 기울기가 감소하는 현상을 볼 수 있다. 하지만 노즐목이 작아짐에 따라 그 경향이 바뀌는 것을 볼 수 있다. 특히 노즐목 0.25 mm 인 경우 압력이 낮은 구간에서 추력계수가 약간 감소하다 증가하는 것을 볼 수 있다. 이는 노즐목이 작아질수록 압력이 낮은 구간에서는 노즐의 효율이 나빠진다는 것을 보여준다. Fig. 6의 비추력은 항상 질소가 아르곤보다 큰 것을 볼 수 있다. 이는 질소와 아르곤의 추력의 크기는 유사하지만 분자량이 아르곤보다 질소가 작기 때문에 나타나는 현상이다.

5. 결 론

본 실험에서 마이크로 노즐 성능과 관련된 인자들인 추력, 질유량에 대해 챔버압을 2 ~ 20 bar까지 변화 시키며 측정하였다. 그 결과 낮은 압력에서는 노즐목이 작을수록 손실이 더 크다는 것을 실험을 통해 확인할 수 있었다. 그리고 노즐목이 0.25 mm 가 되면 압력이 높아지더라도 전체적으로 손실이 크다는 점 또한 확인할 수 있었다. 하지만 약 8 bar 까지의 추력계수와 비추력이 예상과 달리 감소하다가 증가하는 경향을 볼 수 있는데 이는 점성에 의한 효과로 인해 노즐 출구의 유효 단면적이 작아져서 일어나는 경향임을 알 수 있었다.

후 기

본 연구는 한국과학재단의 목적기초 연구지원(과제번호 : KOSEF R01-2003-000-11735(2004))으로 수행된 연구 결과의 일부이며 연구비를 지원해 주신 한국과학재단에 감사드립니다.

참고문헌

1. Dana Teasdale, "Solid Propellant Microrockets," Masters of degree, UC Berkeley, 2000
2. You Zheng, Zhang Gaofei, Li Han, "Design, Fabrication and Test of MEMS Propulsion with Solid Propellant," 4th Round Table on Micro/Nano Technologies for Space Presentation, 2003
3. 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
4. Jongkwnag Lee, Daehoon Lee and Sejin Kwon, "Design and performance evaluation of components of micro solid propellant thruster," AIAA-2004-3386, 2004
5. Andrew D. Ketsdever, 2003, "Microfluidics Research in MEMS Propulsion System," 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2003-783, 2003
6. A. Jamison and A. Ketsdever, "Low Reynolds Number Performance Comparison of an Underexpanded Orifice and a Delaval Nozzle," Proceeding of the 23rd International Symposium on Rarefied Gas Dynamics, 2002
7. V. Zarkirov, D.Gibbon, and M. Sweeting, Bob Reinicke, Ray Bzibziak, and Timothy Lawrence, "Specifics of Small Satellite Propulsion: Part 2," AIAA 2001-3834, 37th /ASME/SAE /ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2001
8. R. John Stephen, K Rajanna, Vivek Dhar, K G Kalyan Kumar and S Nagabushanam, "Strain gauge based thrust measurement system for a stationary plasma thruster," Measurement Science and Technology. 12, pp. 1568-1575, 2001