

# 열적발산원리를 이용한 마이크로 추진장치에 대한 연구

정성철\* · 신강창\* · 김연호\* · 김혜환\* · 이용우\*\* · 허환일\*\*\*

## Study of Micro Propulsion System Based on Thermal Transpiration

Sungchul Jung\* · Kangchang Shin\* · Younho Kim\* · Hyehwan Kim\* · Yongwu Lee\*\* · Hwanil Huh\*\*\*

### ABSTRACT

Minimization of conventional propulsion device has been studied for altitude control of micro satellite. We studied micro nozzle performance and found higher significant loss for a micro nozzle with smaller nozzle throat diameter. To overcome this loss, we proposed thermal transpiration based micro propulsion system. This new system has no moving parts and can control flow by temperature gradient, and this can be an option for potential new micro propulsion system.

### 초 록

마이크로 인공위성의 자세제어를 위한 마이크로 추진장치에 대한 연구는 대부분 기존의 추진장치를 소형화하는 방향으로 진행되고 있다. 본 연구에서는 이러한 미소추력 발생을 위한 노즐의 소형화로 인한 점성손실, 배압에 의한 손실 등을 대기압실험, 진공환경실험, CFD 해석을 통하여 검증하였다. 또한 마이크로 노즐에서의 유동 손실을 극복하기 위한 방법으로 열적발산원리에 대해 이론적 접근을 시도하였다. 마이크로 추진장치에 적용을 위한 열적발산원리는 움직이는 부품 없이 오직 온도 구배만으로 유동을 제어할 수 있기 때문에 추진장치의 소형화로 야기되는 손실을 극복할 수 있을 것으로 기대된다.

Key Words: Micro-Satellite(마이크로 인공위성), Micro-Nozzle(마이크로 노즐), Knudsen Number(누센수), Thermal Transpiration(열적발산원리)

### 1. 서 론

마이크로 인공위성의 자세제어를 위한 마이크로

추진 장치에 대한 연구는 대부분 기존의 추진 장치 원리를 그대로 이용하고 있으며, 소형화로 인한 유동손실의 극복을 위한 연구가 진행되고 있다. 본 연구는 이러한 마이크로 추진 장치에서의 유동 특성을 분석하기 위해 최소 0.25 mm 노즐을 가공하고, 미소추력 측정을 위하여 판스프링과 스트레인 게이지를 이용한 추력측정장치를 설계, 제작하였으며,

\* 충남대학교 항공우주공학과 석사과정

\*\* 충남대학교 항공우주공학과 학부과정

\*\*\* 충남대학교 항공우주공학과 부교수

연락처, E-mail: hwanil@cnu.ac.kr

대기압 환경과 진공환경에서 마이크로 노즐의 유동 특성을 분석하였다. 추진제는 아르곤과 질소를 사용하였으며, 실험 결과를 CFD 결과와 비교하였다.

또한 마이크로 추진 장치의 손실을 극복하기 위한 새로운 개념의 추진 장치에 대해 연구하였다. 열적발산원리를 이용한 이 추진 장치는 기체의 희박효과와 온도차에 의한 입사빈도의 차이를 이용하며, 열적 구배를 통한 추진제의 자체 펌핑을 가능하게 한다. 세계적으로 아직 개념연구 단계이며, 대부분이 대기압 환경에서 소형진공설비나 가스 크로마토그래피에 적용을 위한 목적으로 연구 중에 있다.[1] 본 연구에서는 타 연구에서와 다르게 에어로젤과 같은 나노 다공물질을 사용하지 않고 이와 유사한 효과를 얻기 위해서 진공환경에서 열적발산원리를 이용한 추진 장치의 가능성에 대해 기초 연구를 진행할 예정이다. 우선 실험을 위한 절차와 이론적 접근을 시도하였으며, 추후 CFD 해석과 실험결과를 비교하고 마이크로 추진장치에 적용을 위한 연구를 진행할 것이다.

## 2. 마이크로 노즐의 유동 특성

마이크로 노즐은 사이즈가 작기 때문에 경계층의 두께가 실제 노즐의 유효단면적에 영향을 주며, 일반적으로 원형 단면 노즐 성능이 비원형 단면 노즐 성능에 비해 우수한 것으로 알려져 있다.[2] 또한 대형 로켓에서는 노즐의 유동을 비점성 유동이라 가정하고 설계하여도 점성에 의한 손실은 1% 미만으로 거의 영향이 없지만, 마이크로 노즐에서는 추진제의 점성에 의한 손실을 무시할 수 없다.[3]

### 2.1 노즐 형상에 따른 유동 특성 분석(CFD)

실험에 앞서 노즐 형상(원형, 정사각 노즐)에 따른 유동특성을 CFD 해석을 통해 분석하였다. 원형 노즐의 경우 전체 노즐의 단면에서 속도분포가 일정한 반면에 정 사각 노즐의 경우는 전체적으로 포물선 형태를 보였으며, 이는 정 사각 노즐에서 벽면 경계층의 영향이 더욱 크게 작용하여 더욱 높은 마찰 손실을 일으킨 것으로 판단된다.[2]

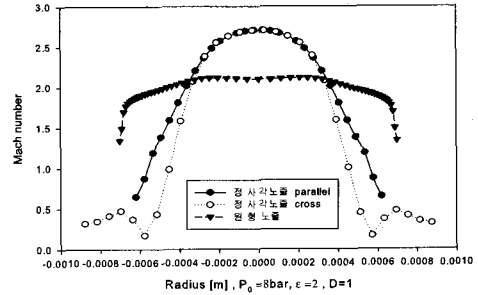


Fig. 1 Mach number distribution at Nozzle exit

### 2.2 대기압, 진공환경에서의 유동 특성 분석

마이크로 노즐에서의 유동특성 및 점성에 의한 손실을 보기 위해 추진 장치의 노즐 목 직경을 1 mm, 0.5 mm, 0.25 mm 로 방전가공을 이용하여 제작하였으며, 미소추력 측정을 위해 7.6 mN ~ 1000 mN의 추력을 측정할 수 있는 미소추력 측정 장치를 설계, 제작하였다. 추진제로는 질소와 아르곤을 사용하였고, 실험은 대기압 환경(101325 Pa), 저진공 환경(100 Pa)에서 수행하였으며, 결과는 CFD 결과와 비교하였다.

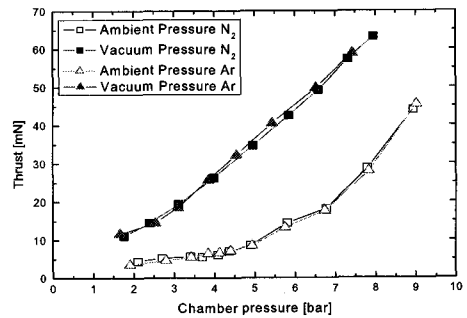


Fig. 2 Thrust result under ambient and vacuum (N<sub>2</sub>, Ar)

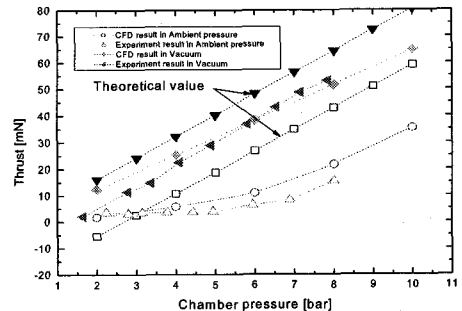


Fig. 3 Thrust Result Comparison (CFD vs. Exp.)

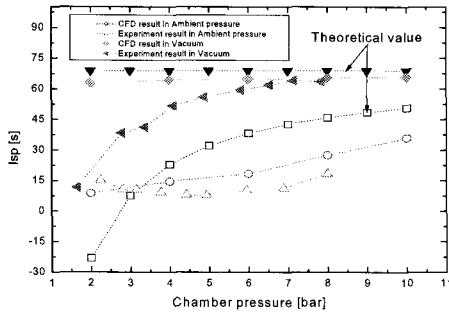


Fig. 4 Specific Impulse comparison (CFD vs. Exp.)

원형 마이크로 노즐에 대하여 대기압 환경, 진공 환경 실험 결과를 CFD 해석과 비교하여 Fig. 2, 3, 4로 정리하였다. (노즐 목 0.25 mm, 팽창비 2) 질소와 아르곤을 추진체로 한 실험 결과 Fig. 2 에서 보면 대기압 환경에서 추력이 저압부(저 레이놀즈 영역)에서 선형적으로 증가하지 못하는 것을 알 수 있다. CFD 해석결과와 실험결과를 비교한 결과(Fig. 3, 4) 또한 이와 같은 결과를 보이고 있다. 즉 마이크로 노즐 유동에서 아음속 경계층의 유동은 출구 압력에 의해 영향을 받는데, 대기압(1 기압)은 유동의 박리를 일으킬 만큼 충분히 높기 때문에 그 영향을 무시할 수 없음을 알 수 있다. 진공상태의 경우 추력곡선은 거의 선형적으로 증가하지만 비추력 결과가 곡선 형태를 보이는 것으로 보아 진공상태에서도 마이크로 추진장치의 효율이 점성의 영향을 받는다는 것을 알 수 있었다. 결과적으로 배압과 유체의 점성에 의해 마이크로 노즐의 효율이 저하된다는 사실을 확인할 수 있었다.

### 3. 열적 발산원리를 이용한 추진장치

마이크로 추진장치의 실험결과에서 시스템의 소형화로 인한 손실이 발생하였으며, 특히 대기압 환경에서는 저압부에서의 추력손실이 매우 크게 발생하였음을 알 수 있었다. 추력 손실은 마이크로 추진장치의 효율의 감소로 이어져 보다 많은 추진체 저장을 위해 고압의 추진체 탱크가 필요할 것으로 판단된다. 즉 기존의 추진장치 원리는

마이크로 인공위성의 추력 대 질량비의 감소로 이어져 이러한 단점을 보완하기 위한 새로운 개념의 추진장치에 대한 연구가 필요할 것이다.

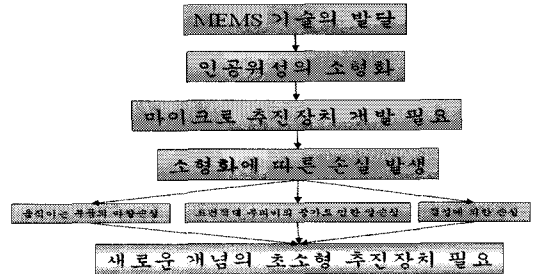


Fig. 5 Requirement of new technique micro propulsion device

자유분자영역에서의 열적발산에 의한 자체 펌핑 원리를 이용하면 이러한 단점을 보완할 수 있을 것으로 판단된다. 자유분자 영역에서 온도구배만으로 유동이 발생하여 움직이는 부품, 윤활유, 작동유체가 없이도 연료의 펌핑이 가능하기 때문에 점성에 의한 손실이 없으며, 이론상 고압의 추진체 저장 장치가 필요 없기 때문이다. 단순히 온도구배를 위한 장치만 필요하므로 전체적인 에너지 효율 면에서 많은 장점을 지니고 있다. 즉 이러한 원리를 마이크로 추진에 적용을 한다면 기존의 추진원리에서 발생한 손실을 크게 줄일 수 있을 것으로 판단된다.

#### 3.1 열적 발산원리(thermal transpiration)

누센수(Knudsen number)에 따라 기체의 흐름은 연속류(continuous flow,  $Kn < 0.01$ ), 천이흐름(transition flow,  $0.01 < Kn < 1$ ), 분자흐름(molecular flow,  $Kn > 1$ )로 나뉜다.

$$Kn = \frac{\lambda}{l}$$

열적 발산원리는 이미 Reynolds(1879)가 다공질의 치장벽토판(stucco plate)을 이용하여 최초로 연구하였고 Knudsen(1910)이 실험적으로 증명하였다.[4] 이후 이에 대한 연구는 제작기술의 미흡으로 인하여 중단되었다가 최근 MEMS 기술의 발달로 인하여 재개되었다. 현재 열적발산원리(일명:누센펌프원리)에 대한 연구는 미 남가주 대학(USC: Univ. of Southern California)의

Muntz 교수와 NASA 산하의 Jet Propulsion Lab.에서 공동으로 활발히 연구[1]되고 있으며 원리는 다음과 같다.

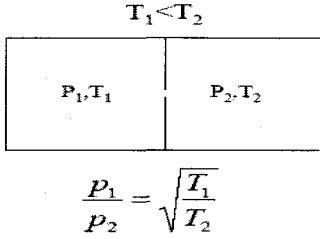


Fig. 6 Principal of Knudsen pump

다공물질의 멤브레인 좌우의 상이한 온도  $T_1$  과  $T_2$ 를 가진 가스가 가스분자의 평균자유행정 [ $\lambda$  : mean free path] 보다 작은 직경을 가진 관으로 연결된 시스템(멤브레인)에 있을 때( $Kn > 1$ , 분자흐름) 멤브레인 좌우의 온도구배는 압력구배를 유발하고 온도가 낮은 쪽에서 높은 쪽으로 유동이 발생한다. 이는 온도차에 의한 기체의 입사빈도의 차이로 발생하며, 최대 효율에서 유동은 압력이 온도구배의 제곱근이 될 때까지 지속된다.

### 3.2 연구 방향

누센펌프는 기체의 자유분자 영역에서 최대 효율을 보인다. 즉 이러한 조건을 형성하기 위해 나노 스케일의 다공물질(멤브레인)이 필요하며, 온도구배가 클수록 압력 구배도 커지고, 최대 유량도 커지기 때문에 열전도율이 작은 물질을 멤브레인으로 사용하여야 한다. 그러나 비록 나노 스케일의 멤브레인이 아니더라도 진공설비를 이용하여 가스분자의 평균자유행정을 오히려 증가시키면 비교적 가공이 가능한 수준에서 이와 같은 효과를 평가할 수 있다.

Figure 7은 멤브레인 홀(0.1 mm)에서 압력에 따른 누센수(Knudsen number)의 변화를 나타낸 그래프이다. 누센수는 추진장치에 적용을 위한 누센펌프의 성능에서 무엇보다 중요한 유량 특성에 많은 영향을 주는 요소이다. 누센수가 클수록 유량특성은 좋아지므로 누센수가 1 이상인 자유분자 영역의 환경 모사를 위해 진공환경 70 Pa을

배압(back pressure)으로 하게 되었다.

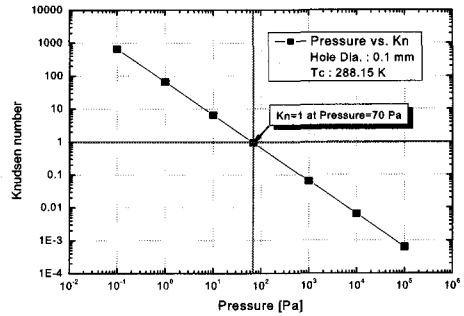


Fig. 7 Pressure vs. Knudsen number

열적발산원리에서 멤브레인의 좌우의 온도구배는 유동발생의 에너지원으로 작용한다. 온도구배가 클수록 높은 압력구배를 유도하며, 압력구배가 최소, 온도구배가 최대일 때 최대 유량이 발생한다.

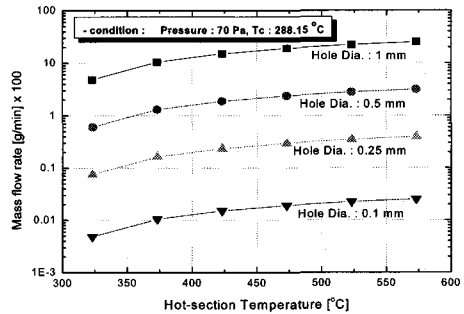


Fig. 8 Temperature vs. Mass flow rate

온도구배에 따른 질유량 변화를 Fig. 8로 정리하였다. 계산 결과는 배압 70 Pa에서 홀 크기의 영향을 고려하였으며, 멤브레인 홀 직경이 클수록, 온도구배가 클수록 많은 유량이 발생하는 것을 계산을 통하여 확인할 수 있었다.

앞에서 계산한 Fig. 8 결과를 기준으로 300°C 가열, 100% 효율, 100개의 홀을 가정했을 때 멤브레인의 홀 직경에 따라 예상되는 최대유량을 Fig. 9로 정리하였다. 아래 결과를 보면 멤브레인의 크기가 클수록 유량이 크게 증가하는 것을 알 수 있다. 하지만 멤브레인의 크기가 커지면 누센수는 감소하게 되고, 누센펌프의 전체적인 효율의 감소로 이어지게 된다. 즉 누센수, 온도구배, 멤브레인의 크

기, 면적에 따른 누선편프의 펌핑 특성 파악이 매우 중요한 연구 대상이 된다. 이를 위해 멤브레인의 재료로는 열전도율(0.29 W/mK)이 낮고 고온(300°C)에서 연속 사용이 가능한 플라스틱 계열의 폴리이미드(Polyimide)를 사용하고, 정밀가공을 통해 직경 1 mm, 0.5 mm, 0.25 mm, 0.1 mm의 홀(hole)을 가공할 예정이다. 추진장치에 적용을 위한 최적의 형상 설계를 위해 위 결과는 추후 CFD 해석, 실험 결과를 통해 검증될 것이다.

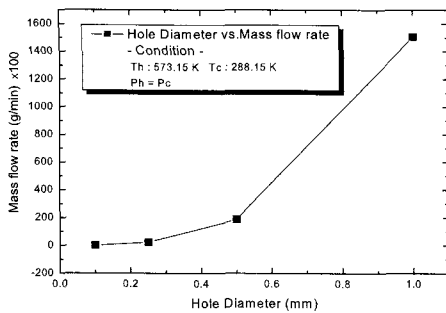


Fig. 9 Hole diameter vs. Mass flow rate

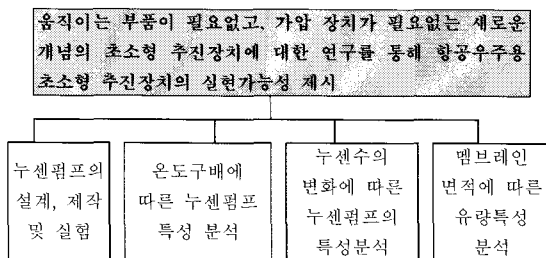


Fig. 10 Research goal and course

전체적인 연구 방향 및 목표는 Fig. 10과 같으며, 이러한 연구를 통해 열적발산원리의 초소형 추진장치에의 적용가능성을 검토할 예정이다.

#### 4. 결 론

본 연구에서는 대기압, 진공환경에서 마이크로

추진장치에서 발생하는 유동 손실을 실험적, 해석적으로 접근하여 유체의 점성과 배압의 영향이 마이크로 추진장치의 효율을 저하시킨다는 것을 증명하였다. 또한 이러한 손실을 극복하기 위해서 열적발산원리를 추진장치에 적용하는 방안을 제시하였다. 희박한 기체의 온도차로 유도되는 입사 빈도의 차이로 유동(cold to hot)이 발생하는 이 원리를 추진장치에 적용하기 위해 온도구배, 누선편프, 멤브레인 면적에 따른 누선편프의 특성을 파악하고 CFD 결과와 비교 분석을 진행할 것이다.

#### 후 기

이 논문은 2006년 정부재원 (교육인적자원부 학술연구조성사업비)으로 한국학술진흥재단의 지원 (과제번호: KRF-2006-311-D00043) 및 한국과학재단의 목적기초연구지원(과제번호 : KOSEF R01-2005-000-11735-0)으로 연구되었음.

#### 참 고 문 헌

1. G. Pham-Van-Diep, P. Keeley, P. Muntz, E. and P. Weaver, D. "A micromechanical Knudsen compressor," In Rarefied Gas Dynamics. eds. J. Harvey, G. Lord, Oxford Univ. Press, 1999.
2. 한명신, 서지한, 명노신, 허환일, "Navier-Stokes CFD 모델을 이용한 소형 노즐 유동장 해석," 2004년 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집(II), 2004, pp. 699-702.
3. Ahsan R. Choudhuri, Benjamin Baird, S. R. Gollahalli and Steven J. Schneider, "EFFECTS OF AMBIENT ON MICRONOZZLE FLOW," AIAA Paper 2001-3331, 2001.
4. M. Knudsen, "Eine Revision der Gleichgewichtsbedingung der Gase. Thermische Molecularströmung," Ann Phys. Leipzig, Vol. 31, 1910, pp. 205-229.