

냉가스 추진장치를 이용한 마이크로 노즐의 성능평가

정성철* · 김연호* · 오화영** · 허환일*** · 명노신****

Performance Evaluation of Micro-nozzle Using Cold Gas Propulsion System

Sungchul Jung* · Younho Kim* · Hwayoung Oh** · Hwanil Huh*** · Rhoshin Myong****

ABSTRACT

In this study, we analyzed flow characteristics of micro-nozzles for basic research to develop micro propulsion system. Cold gas propulsion system was used, and micro-nozzles having nozzle throat diameters of 1.0, 0.5, 0.25 mm were fabricated with EDM method. Thrust was measured through the use of plate-spring and strain gage based thrust measurement system, and flow characteristics of micro-nozzles were analyzed under ambient condition and vacuum condition. We used argon and nitrogen gases as propellant, and compared experimental results with CFD analysis. From the result, we verified the flow losses of viscosity and back-pressure caused by minimization of nozzle.

초 록

본 연구에서는 마이크로 추진장치의 개발을 위한 기초연구로 마이크로 노즐의 유동 특성을 분석하였다. 냉가스 추진원리를 이용하였으며, 추진 장치의 노즐 목 직경이 1.0, 0.5, 0.25 mm 인 마이크로 노즐을 방전가공을 이용하여 제작하였다. 판스프링과 스트레인 게이지를 이용한 추력측정장치를 이용하여 추력을 측정하였으며, 대기압 환경과 진공환경에서 마이크로 노즐의 유동특성을 분석하였다. 추진제는 아르곤과 질소를 사용하였으며, 실험 결과를 CFD 결과와 비교하였다. 연구 결과 노즐의 소형화로 인해 점성과 배압에 의한 유동손실이 발생함을 확인할 수 있었다.

Key Words: Micro-Satellite(마이크로 인공위성), Cold Gas Propulsion System(냉가스 추진장치), Micro-nozzle(마이크로 노즐), Thrust Measurement Sytem(추력측정장치), Viscous Loss(점성 손실), Vacuum Condition(진공 조건)

† 2007년 11월 13일 접수 ~ 2007년 12월 7일 심사완료

* 학생회원, 충남대학교 대학원 항공우주공학과

** 정회원, 한국항공우주연구원 우주센터 체계관리팀

*** 중신회원, 충남대학교 항공우주선박해양공학부

**** 정회원, 경상대학교 기계항공공학부
연락처, E-mail: hwanil@cnu.ac.kr

1. 서 론

최근 급격한 MEMS 기술의 발달과 인공위성의 소형화 추세에 따라 전 세계적으로 마이크로

인공위성을 제작하고 연구하는 추세이다[1]. 인공위성은 무게에 따라 Table 1과 같이 분류되는데, 마이크로인공위성은 무게가 약 10 ~ 100 kg 급의 인공위성을 말한다. 이는 인공위성 발사비용 절감과 동시에 기술적 신뢰성 확보라는 측면에서 많은 장점을 지니고 있다. 이에 우리나라도 약 800 kg의 무게로 해상도 1 m를 자랑하는 아리랑 2호의 기술을 더욱 발전시켜 새로운 우주시대를 열어가길 마이크로 인공위성의 개발이 필요한 것이다.

Table 1. Classification of satellite according to mass

GROUP NAME	WET MASS
Large satellite	>1000 kg
Medium sized satellite	500-1000 kg
Mini satellite	100-500 kg
Micro satellite	10-100 kg
Nano satellite	1-10 kg
Pico satellite	0.1-1 kg
Femto satellite	< 100 g

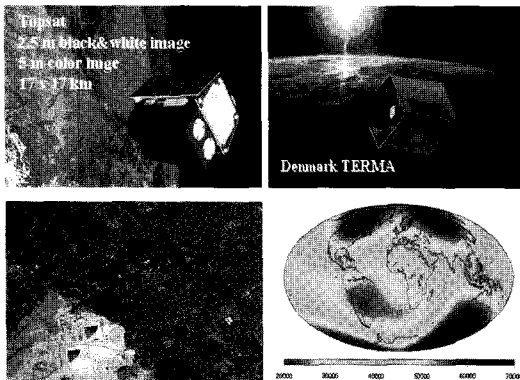


Fig. 1 Micro-satellites and mission

Figure 1에서 볼 수 있듯이 영국 기업들이 개발한 120 kg의 소형위성 탑셋(Topsat)만 해도 해상도 2.5 m의 이미지를 제공할 정도로 뛰어난 성능을 발휘하고 있으며, 덴마크 TERMA의 경우 지구의 자기장 분포를 측정하여 지구의 자성 연구에 활용이 되고 있다. 또한 이들 인공위성 선도 기업들은 100 kg 급 인공위성으로 해상도 1 m 이미지를 제공하려고 하고 있다.

모든 인공위성이 그렇듯 마이크로 인공위성의 수명은 자체 자세제어용 추진장치의 수명과 같

이 한다. 즉 마이크로 인공위성의 개발에 있어 미소 추력을 발생시키고 이를 제어할 수 있는 추진장치의 개발이 매우 중요한 것이다. 하지만 추진장치의 소형화에 따른 여러 손실로 인하여 마이크로 추진장치 개발에는 많은 기술적 어려움이 따른다.

이에 본 연구에서는 마이크로 추진장치의 개발을 위한 기초연구로 마이크로 노즐의 유동특성을 분석하였다. 냉가스 추진장치를 이용하고 최소 노즐 목 직경은 0.25 mm로 하였으며, 팽창비는 각각 2, 4로 설계하였다. 또한 마이크로 노즐의 유동특성 분석 시 중요한 미소 추력 측정을 위해 판스프링과 폴브릿지 스트레인 게이지를 이용한 미소추력측정장치를 설계, 제작하였다. 전체적으로 실험을 대기압, 진공환경에서 수행하였으며, 결과 값을 CFD 해석 값, 이론값과 비교분석하였다.

2. 마이크로 노즐의 유동특성 해석

2.1 해석 기법 및 경계조건

마이크로 추진장치의 설계에 앞서 마이크로 노즐의 유동특성에 대한 CFD 해석을 수행하였다. 압축성 Navier-Stokes CFD 코드인 FLUENT를 사용하였고, 난류모델로는 k-epsilon 모델을 이용하였다. 시간전진법으로 내재법(Implicit), 플럭스 계산에 Roe의 FDS, 그리고 기본 수치기법으로 2차 풍상차분법(Upwind Differencing)을 이용하였다. 작동기체는 질소, 아르곤으로 가정하였으며, 이상기체 상태 방정식, 일정 상수인 비열비, 점성계수, 열전달계수로 가정하였다.

노즐 유동의 격자 형성을 위해 Gridgen 상용 격자 프로그램을 사용하였고, 육면체를 기준으로 약 70,000개의 Cell을 사용하였다. 점성효과를 계산하기 위해 벽면 부근에 격자를 집중시켰으며, Residual이 적어도 $10^{-4} \sim 10^{-5}$ 가 될 때까지 반복 계산하여 해 수렴성을 확인하였다. CFD 계산을 위한 해석 조건은 Table 2와 같으며, 격자 형성과 경계조건은 Fig. 2, Fig. 3과 같다.

Table 2. Conditions for analysis

해석조건	
노즐목 사이즈	1.0, 0.5, 0.25 (mm)
팽창비	2, 4
챔버압력	4 ~ 20 (bar)
챔버온도	295.15 (K)

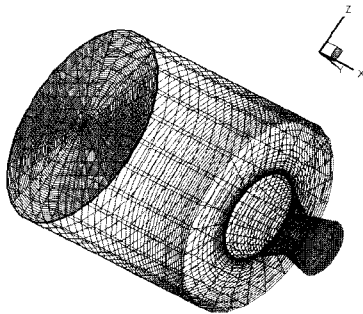


Fig. 2 Grid configuration (cell no. = 70,000)

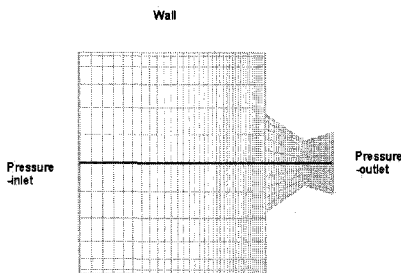
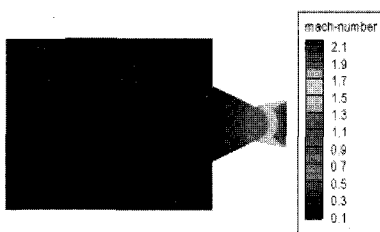


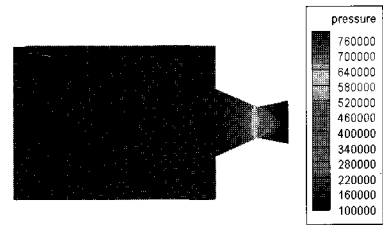
Fig. 3 Boundary conditions

2.2 마이크로 노즐의 유동 특성(CFD)

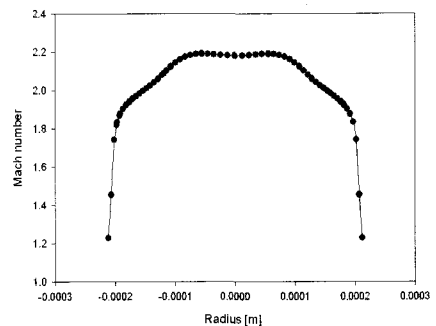
Figure 4는 노즐 내부 유동장의 마하수 분포와 전압력 분포를 나타내고 있다.



a) Mach number contour



b) Pressure contour



c) Mach number at the nozzle exit

Fig. 4 CFD analysis results in micro-nozzle (Chamber pressure = 8bar, expansion ratio=2, D= 0.25mm, N_b)

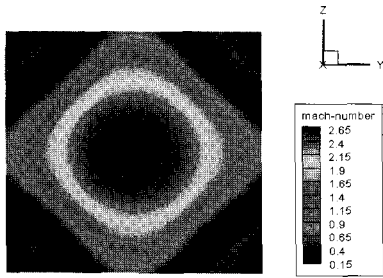
해석 결과를 보면 출구 부근에서 유동이 크게 노즐 중심, 중심에서 벽면으로 마하수 감소, 경계층 세 영역으로 나누어지는 것을 알 수 있다. 또한 전압력 등고선도에서 노즐 벽면으로 접근함에 따라 전압력이 급격히 감소함을 알 수 있다.

2.3 마이크로 노즐의 형상에 따른 유동 특성

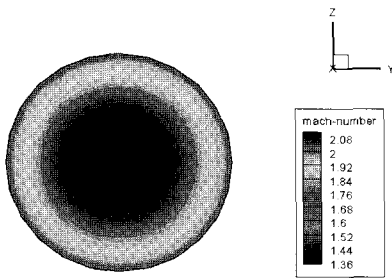
마이크로 노즐의 설계에 앞서 노즐 형상(원형, 정사각 노즐)에 따른 유동특성을 CFD 해석을 통해 분석하였다[2].

해석 결과 원형 노즐의 경우 전체 노즐 단면에서 속도분포가 일정한 반면에 정 사각 노즐의 경우는 전체적으로 포물선 형태를 보였다. 정 사각 노즐에서 벽면 경계층의 영향이 더욱 크게 작용하여 더욱 높은 마찰 손실을 일으킨 것으로 판단되며, 이는 원형 노즐

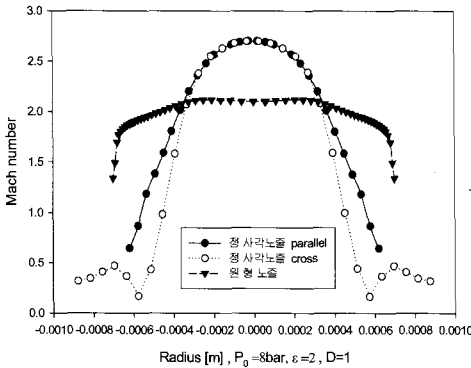
의 효율이 정사각 노즐보다 뛰어남을 의미한다.



a) Square nozzle



b) Circular nozzle



c) Mach number at the nozzle exit

Fig. 5 Mach number distribution (square nozzle vs circular nozzle)

3. 마이크로 냉가스 추진장치

3.1 마이크로 노즐의 유동 특성

대부분의 마이크로 추진 장치는 마이크로 노즐을 통한 추진제 가스의 팽창으로 추력을 극대

화 시킨다. 그런데 노즐의 크기가 밀리미터 이하로 줄어들게 됨에 따라 대형 로켓의 노즐에서는 큰 영향을 미치지 않았던 점성에 의한 손실(1% 미만)이 매우 중요하게 된다. 즉 마이크로 노즐은 사이즈가 작기 때문에 경계층의 두께가 실제 노즐의 유효단면적을 감소시켜 추력손실을 발생시킬 수 있다[3].

마이크로 노즐에서 점성에 의한 손실을 알아보기 위해 Rothe(1970)[3]는 노즐목이 2.5 mm와 5.1 mm인 노즐을 사용하여 전자빔을 이용하여 노즐 중심축의 온도와 밀도를 측정하는 실험을 수행하였다. 그 결과 노즐 목에서의 레이놀즈수가 300에 가까워지면 비점성 영역이 거의 사라지게 되고 레이놀즈수가 150 이하가 되면 출구 온도가 높아지게 된다는 사실을 확인할 수 있었다. Grisnik[4]는 노즐목 크기가 654 ~ 711 μm 인 네 개의 노즐을 갖고 실험하여 레이놀즈수가 3000 이상에서 비추력이 85 %의 효율을 보였으나 레이놀즈수가 500으로 떨어짐에 따라 70 %까지 비추력이 급격히 감소함을 확인하였다.

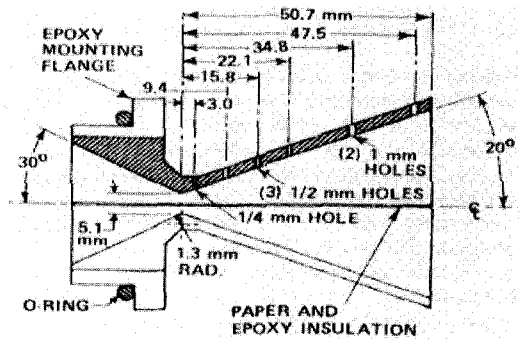


Fig. 6 Schematic of Rothe's nozzle with 5.1mm throat diameter[3]

이러한 추력 및 비추력 손실은 노즐의 소형화에 따라 레이놀즈수가 감소하고 이에 따라 유체의 점성력 증가에 의한 결과이다. 노즐의 경계층의 영향으로 노즐의 유효면적비(effective area ratio)가 감소하기 때문에 실제 노즐의 팽창비는 큰 의미를 상실하게 되며, 이는 추력 손실을 발생시키게 된다.

3.2 마이크로 추진시스템의 설계 및 제작

마이크로 노즐의 유동특성을 평가하기 위해 원형노즐을 가진 마이크로 냉가스 추진 시스템과[Fig. 7], 판스프링과 스트레인 게이지를 이용한 미소 추력 측정 장치[Fig. 8]를 이용 (추력범위 : 7.6 ~ 1000 mN, resolution : 1 mN)하였다.

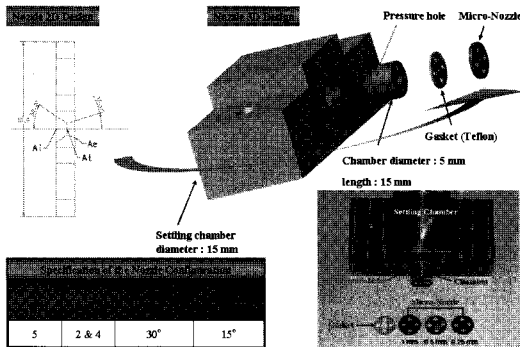


Fig. 7 Design of micro propulsion system[5]

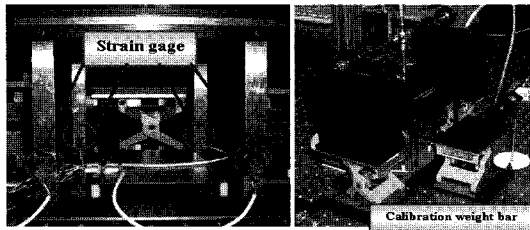


Fig. 8 Micro-thrust measurement system[5]

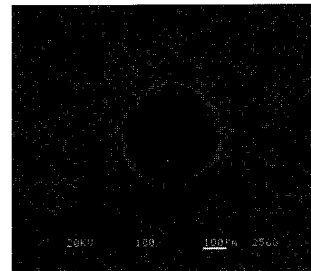
마이크로 노즐에서의 유동특성을 분석하기 위해 추진 장치의 노즐 목 직경을 1.0, 0.5, 0.25 mm, 노즐의 팽창비는 각각 2, 4가 되도록 방전가공을 이용하여 제작하였다[Fig. 9].

Table 3. Difference of dimension between designed nozzle and fabricated nozzle

Nozzle Throat diameter (d _t) [mm]		Nozzle Exit diameter (d _e) [mm]		Expansion ratio	
design	fabricated	design	fabricated	design	fabricated
1.0	1.0728	1.414	1.37	2	1.631
0.5	0.416	0.707	0.622		2.236
0.25	0.296	0.354	0.414		1.956
1.0	1.025	2.0	1.91	4	3.472
0.5	0.499	1.0	0.976		3.826
0.25	0.256	0.5	0.520		4.126



a) Converging part(50X)



b) Diverging part(100X)

Fig. 9 Manufactured micro nozzle (nozzle throat diameter : 0.25 mm, expansion ratio : 2)

3.2 실험장치 구성

Figure 10은 마이크로 노즐의 유동 특성 분석을 위한 실험장치의 개념도를 보여주고 있다. 실험장치는 추진제 탱크, 압력조절기, 필터, 솔레노이드 밸브, 유량계, 챔버의 작동 조건을 알기 위한 압력 센서와 추력 측정 시스템으로 구성되었다.

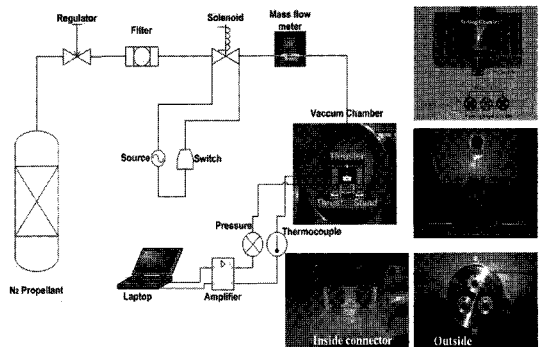


Fig. 10 Schematic diagram of experimental setup

추진제로는 질소와 아르곤을 사용하였고, 실험은 대기압 환경(101325 Pa), 저진공 환경(100 Pa, Fig.

11)에서 수행하였었다. 챔버 압력은 20 bar 까지 실시하였으며, 챔버 압력에 따른 질유량과 추력을 측정하고, 비추력과 추력계수를 계산하였다.

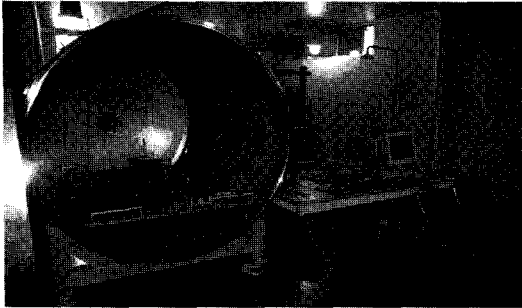


Fig. 11 Experimental set up in Low-vacuum condition

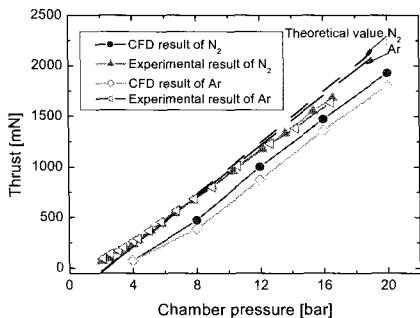
특히 진공 환경실험을 위해 데이터 수집장치 부분에서 쇼트(short)가 일어나지 않도록 실드(shield)를 하였으며, 외부 진동에 의한 효과를 고려하여 진공펌프(로터리 펌프)의 가동을 멈춘 상태에서 실험을 진행하게 되었다. 또한 실험 전에 전체적인 출력신호의 노이즈(noise) 체크를 통해 출력신호의 신뢰성을 확보하게 되었다.

4. 실험 결과

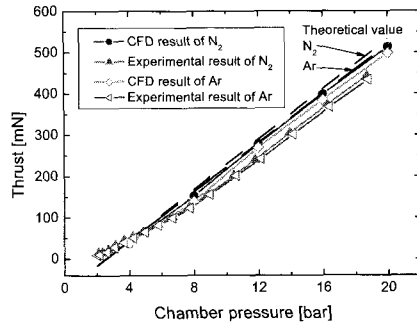
마이크로 노즐의 유동 특성에 대한 대기압, 진공 환경 실험 결과를 CFD, 이론값과 비교하였다.

4.1 대기압 환경 실험 결과

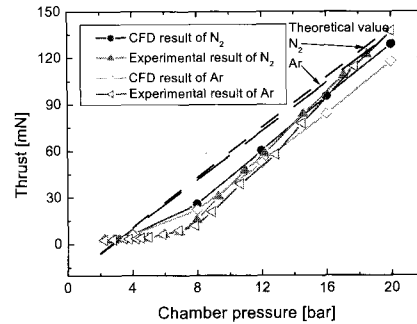
Figure 12는 노즐목 직경이 1.0, 0.5, 0.25 mm, 팽창비 4인 노즐의 대기압 환경에서의 실험 결과, CFD, 이론값을 비교한 그래프이다.



a) Nozzle throat diameter 1.0 mm



b) Nozzle throat diameter 0.5 mm



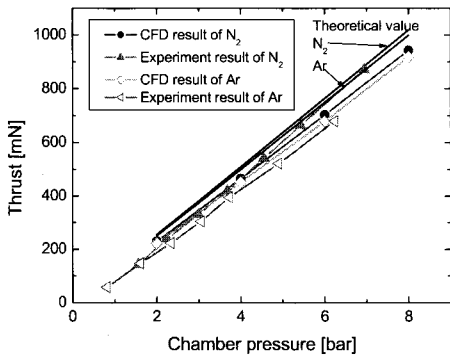
c) Nozzle throat diameter 0.25 mm

Fig. 12 Thrust measurement results under ambient condition (nozzle expansion ratio : 4)

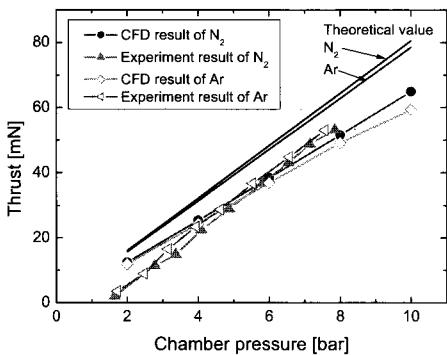
Figure 11에서 볼 수 있듯이 전체적으로 실험값보다 이론값, CFD 해석 값이 컸는데 특히 0.25 mm 노즐에서는 실험값과 이론값의 차이가 두드러졌다. 비교적 노즐 목의 크기가 큰 1.0 mm 노즐의 경우는 실험결과, CFD, 이론값들이 챔버압력 증가에 따라 거의 선형적으로 증가하는 경향을 보이지만 0.5 mm, 0.25 mm 노즐은 저압부에서 이론곡선과 다른 경향을 보인다. 이는 노즐목이 작아질수록 압력이 낮은 구간에서 점성과 배압에 의한 영향으로 추력이 손실이 발생했다는 것을 의미한다. 또한 CFD 해석결과와 실험결과의 차이는 CFD 해석 시 노즐 벽면의 거칠기 및 가공 상태를 실제와 완벽하게 같도록 모델링을 하기가 어려운 것에서 오는 결과로 판단된다.

4.1 진공 환경 실험 결과

마이크로 인공위성은 진공환경에서 운용이 되기 때문에 진공환경에서의 마이크로 노즐의 유동특성 분석은 매우 중요하다. 진공 환경에서 작동하는 마이크로 노즐의 성능을 분석하기 위해 (주)한화의 저진공 설비를 이용하였다. 실험을 위한 진공환경은 1×10^0 mbar 으로 정하였으며, 추력측정 시험 전에 항상 오차보정(Calibration) 시험과 누설시험(Leak test)을 실시하였다. 대기압 환경 실험에서 발생한 점성에 의한 추력손실 검증을 위해 챔버압력이 10 bar 이하에서의 실험에 중점을 두었다.



a) Nozzle throat diameter 1.0 mm

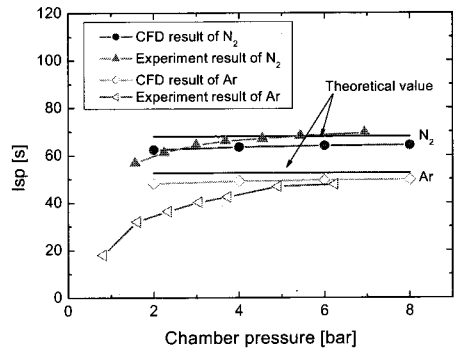


b) Nozzle throat diameter 0.25 mm

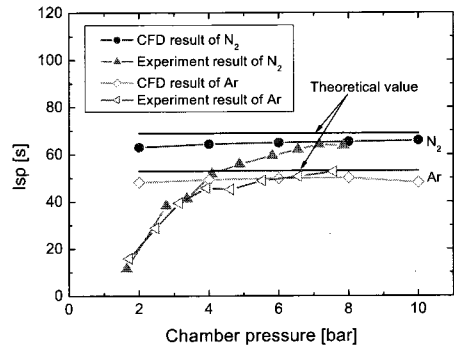
Fig. 13 Thrust measurement results under vacuum condition (nozzle expansion ratio : 4)

Figure 13에서의 진공 환경 실험 결과는 Fig. 12의 대기압 환경 실험 결과와 다른 결과를 보

인다. 예상할 수 있듯이 진공환경에서의 추력이 대기압 환경보다 크게 측정되었으며, 0.25 mm 노즐에서도 압력에 따라 추력값이 거의 선형적으로 증가하는 결과를 얻을 수 있었다. 이는 마이크로 노즐에서 배압에 의한 추력손실이 가장 크게 나타남을 의미한다.



a) Nozzle throat diameter 1.0 mm



c) Nozzle throat diameter 0.25 mm

Fig. 14 Specific impulse(Isp) under vacuum condition (nozzle expansion ratio : 4)

Figure 14의 비추력 결과를 보면 이론값은 챔버압력 증가에 관계없이 일정한 값을 보이는 반면에 실험결과는 곡선 형태를 보인다. 특히 챔버압력이 낮고, 노즐목의 크기가 작을수록 이러한 특징이 두드러지는데 이는 마이크로 노즐에서 추진체의 점성이 추진체의 추력효율을 감소시키는 것을 의미한다. 즉, 일반적으로 노즐에서

는 챔버압력이 낮아지면 과팽창이 유발되어 확산부에서의 추력 손실이 발생하는데, 노즐의 크기가 작아짐에 따라 그 효과가 더욱 커지게 되는 것이다. 또한 노즐목에서 점성에 의한 경계층이 노즐목의 유효면적을 감소시켜 팽창비 증가를 유발하고, 크기가 작아짐에 따라 같은 챔버압력 조건에서 과팽창 유도가 쉽게 이루어지는 것이다. 이를 통해 노즐 확산부에서는 매크로 노즐에서는 큰 영향을 미치지 않았던 경계층에 의한 손실이 커지게 됨을 확인 할 수 있었다.

5. 결 론

마이크로 추진장치에 대한 기초연구로서 냉가스를 이용한 마이크로 노즐의 유동특성에 대한 연구를 수행하였다. 원형 노즐이 정사각 노즐보다 벽면에 의한 마찰 손실이 작다는 CFD 해석 결과를 기초로 하여 1.0, 0.5, 0.25 mm의 노즐목 직경을 가지고, 팽창비 2, 4인 마이크로 원형노즐을 설계, 제작하였다. 또한 마이크로 노즐의 유동 특성 분석을 위해 추력측정 수준이 7.6 ~ 1000 mN, 분해능이 1 mN 급인 미소추력 측정장치를 설계, 제작하였다. 실험은 대기압, 진공환경에서 각각 수행하였으며, 결과는 CFD 해석, 이론값과 비교 분석하였다.

대기압 환경에서 추력값이 저압부에서 챔버압력이 증가함에 따라 심한 비선형 곡선형태를 보이며 증가하지 못하는 것을 확인할 수 있었다. 또한 진공환경에서 추력값이 압력 증가에 따라 거의 선형적인 증가를 보이지만 비추력 결과가 곡선 형태를 보이는 것을 확인할 수 있었다. 즉 노즐의 소형화에 따라 저압부(저 레이놀즈수)에서 노즐 출구의 배압과 유체의 점성에 의한 손실이 증가한다는 사실을 실험을 통해

확인할 수 있었다.

후 기

본 연구는 한국과학재단의 목적기초 연구지원(과제번호 KOSEF R01-2005-000-11735-0) 및 2006년 정부(교육인적자원부)의 재원으로 학술진흥재단의 지원(과제번호 KRF-2006-311-D00043)을 받아 수행된 연구결과의 일부이며 연구비를 지원해 주신 한국과학재단과 한국학술진흥재단에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. 문성환, 오화영, 허환일, "마이크로 콜드 가스 추력기의 선행 연구", 한국추진공학회지, 제8권, 제2호, 2004, pp.54-61
2. 한명신, 서지한, 명노신, 허환일, "Navier-Stokes CFD 모델을 이용한 소형 노즐 유동장 해석," 2004년 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집(II), pp.699-702
3. Hammel, J. R., "Development of Unstructured 3-D Direct Simulation Monte Carlo/Particle in Cell Code and the Simulation of Micro-thruster Flows", Masters of degree, 2002, pp.1-10
4. Grisnik, S.P., Smith, T.A., Salz, L.E., "Experimental Study of Low Reynolds Number Nozzles", AIAA Paper 87-0092, May 1987
5. 문성환, 오화영, 허환일, "마이크로 노즐 성능평가", 한국항공우주학회지, 제33권, 제5호, 2005, pp.72-78