

초소형 노즐 유동장에 관한 수치적 연구

서지한¹, 조현구², 이동호², 정성철³, 명노신⁴, 허환일⁵

A COMPUTATIONAL STUDY ON THE CHARACTERISTICS OF FLOWFIELDS IN MICRONOZZLES

J.H. Seo,¹ H.G. Cho,² D.H. Lee,² S.C. Jung,³ R.S. Myong⁴ and H.I. Huh⁵

Owing to the rapid progress in manufacturing technology of microscale devices, there are active research works in developing microscale propulsion systems. In this study, gas flows in nozzles with size of milli and sub-millimeter are investigated by using a CFD code based on the Navier-Stokes equations. The prediction results were compared with theoretical results of quasi-one-dimensional nozzle flow and experiment data. In general, theoretical values agree very well with the CFD results. However, theoretical values begin to deviate from the CFD and experimental data for relatively small Reynolds numbers and the nozzle shape with rectangular cross section. The primary reason for this discrepancy is due to the existence of the thick boundary layer at the wall in low Reynolds flows.

Key Words : 전산유체역학(CFD), 나비에-스톡스(Navier-Stokes), 초소형 노즐(Micronozzle), 추력(Thrust), 점성효과(Viscous Effect)

1. 서 론

1957년 최초 발사 이후 지금까지 전 세계적으로 약 6000여 개가 발사되었으며 현재 약 2000여개가 운용되고 있는 위성체의 활용범위와 중요성이 점점 증대되고 있다. 최근 이러한 위성체에 관련된 비용을 절감시키고 임무 위험도를 줄이기 위해 위성체가 소형화되고 있는 추세이다. 통상적인 추진시스템이 갖는 추력 수준, 무게, 부피 등이 초소형 위성에 적합하지 않기 때문에 자세제어, 궤도유지에 필요한 초소형 추진시스템의 개발이 중요하게 된다. 따라서 초소형 추진 시스템에 중요한 위치를 차지하는 마이크로 노즐 성능에 관한 연구가 최근 활발하게 이루어지고 있다. MEMS 기술을 응용한 마이크로 단위의 노즐 제작이 MIT 그룹[1]에 의해 시작된 이후,

미공군 연구소의 Ketsdever 박사[2,3]와 러시아의 Ivanov 박사 그룹[4]에 의한 마이크로 노즐 성능 및 유동장에 관한 연구 [5-7]등이 있다. 하지만 국내에서는 현재까지 마이크로 추진 장치에 관한 연구가 상대적으로 미진한 편이다.

일반적으로 10-100kg급 초소형 인공위성의 정확한 고도 제어를 위해 저추력 추진 시스템이 주로 사용된다. 저추력 값을 갖기 위해 매우 작은 노즐목과 저압 상태로 설계되며, 이러한 경우 10-2000 사이의 저 레이놀즈수 유동의 특성을 나타낸다. 이 유동 영역에서는 점성손실이 중요하므로 높은 레이놀즈수 유동에 대해 개발된 이론의 수정이 요구된다. 예를 들어, 점성손실에 의해 노즐 중심선에서의 비추력이 노즐 목에서 출구방향으로 감소하여 노즐 팽창 효과가 줄어들게 된다.

마이크로 노즐의 효율 감소에 큰 역할을 하는 점성손실에 대한 이해가 최적 마이크로 노즐 형상 연구의 핵심이슈가 되고 있다. 노즐 목 직경 기준으로 정해진 레이놀즈수가 약 1500 미만인 경우 비추력 효율이 급격히 떨어지는 것으로 알려져 있다. 이와 같은 문제를 분석하려면 마이크로 노즐 유동장 해석에 적합한 수학적 모델이 필요한데, 일반적으로 준평형 가정에 기초한 Navier-Stokes 방정식과 기체 운동학에 기초한 DSMC (Direct Simulation Monte Carlo) 기법[4]이 많이 사용된다. DSMC는 작동기체가 아주 희박한 상태이거나 노즐 목

접수일: 2007년 9월 4일, 심사완료일: 2007년 11월 14일.

1 정회원, 한국항공우주산업(주) 비행역학팀

2 학생회원, 경상대학교 기계항공공학부

3 비회원, 충남대학교 항공우주공학과

4 종신회원, 경상대학교 기계항공공학부 및 항공기부품기술연구소

5 비회원, 충남대학교 항공우주공학과

* Corresponding author, E-mail: myong@gnu.ac.kr

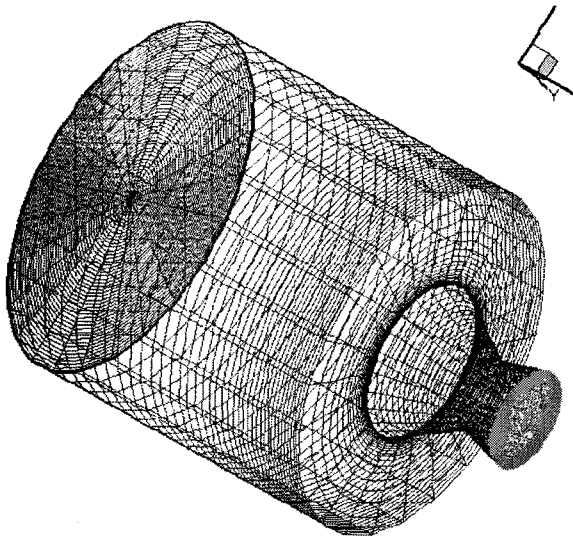


Fig. 1 Grid configuration (D=1 mm, cell no. = 70,000)

의 크기가 10 마이크로 단위 극소형 노즐에 적합하다. 물체 특성길이가 100 마이크로보다 큰 노즐의 경우는 Navier-Stokes 모델로도 유동장을 정확히 예측할 수 있으며, 삼차원 문제인 경우 DSMC에 비해 계산효율이 매우 높아진다.

본 연구에서는 특성길이가 밀리미터 및 서브 밀리미터급 초소형 노즐 유동장 해석에 Navier-Stokes CFD 해석기법을 적용하였다. 노즐 목 크기, 작동기체와 팽창비를 변화시키며 추력, 질유량, 비추력 등을 계산하였고, 최근 실험결과[8,9]를 이용하여 계산 결과를 검증하였다. 또한 벽면 경계층의 점성에 의한 손실이 전체 노즐 성능에 미치는 효과를 분석하였다.

2. 초소형 노즐 성능 CFD 해석 및 검증

2.1 CFD 모델 및 해석기법

노즐 유동은 정체실의 압력과 노즐 출구 압력의 차이에 의해 유도된다. 노즐 목의 직경이 밀리미터 단위인 초소형 노즐 내부의 유동을 고려하였다 (D=0.25, 0.5, 1.0 mm). 정체실에서 4-20 bar의 압력을 갖는 질소 및 아르곤 기체가 대기압으로 분출되는 형태이며, 정체실 온도는 295.15 K이다. 노즐목과 출구 면적비의 차이인 팽창비는 2와 4의 두 가지 경우를 고려하였다.

수치해석을 위해 상용 CFD 코드인 FLUENT[10]를 사용하였다. 수치기법으로는 Cell 기반 유한 체적법, 내재 시간 전진법, FDS 플렉스 계산 기법이 적용되었고, 기본 수치기법으로 2차 풍상차분법을 이용하였다. 난류모델로는 k-epsilon 모델을 이용하였다. 작동기체는 질소와 아르곤으로 가정하였으며, 이상기체 상태 방정식, 일정 상수인 비열비, 점성계수, 열전달계수를 이용하였다.

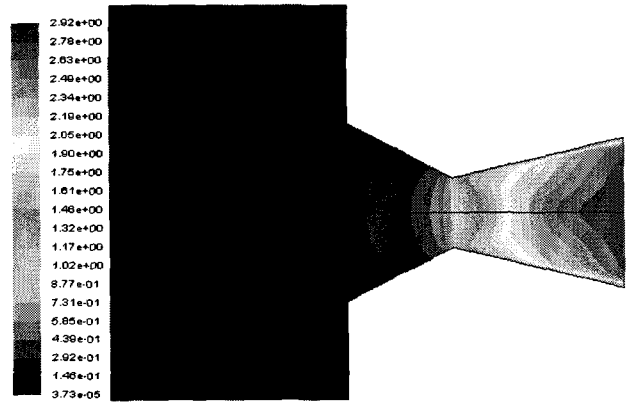


Fig. 2 Mach number contours in the nozzle flow (chamber pressure 8 bar, diameter 0.25 mm, expansion ratio 4)

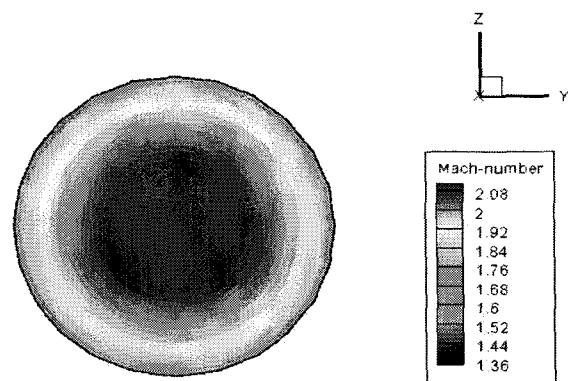


Fig. 3 Mach number contours at the nozzle exit

2.2 격자생성 및 경계조건

격자는 Fig. 1,2와 같이 정체실과 노즐 내부를 점성효과 분석에 효율적인 정렬격자로 구성하였다. 노즐 유동에 의한 성능 예측이 주된 관심사여서 계산이 용이한 노즐 출구 단면을 유동 분출 경계면으로 정의하는 방식을 채택하였다. GRIDGEN[11] 상용 격자생성 프로그램을 사용하여 축대칭 노즐 유동의 격자를 구성하였으며, 육면체를 기준으로 약 70,000개의 격자를 사용하였다. 기하학적 형상수치는 실험을 위해 방전가공 방식으로 제작된 실제 노즐 자료를 기초로 하였다. 저 레이놀즈수 유동에서의 점성효과를 계산하기 위해 벽면 부근 및 기하학적 형상이 급격히 변하는 부근에 격자를 집중시켰다. 경계조건으로는 벽면, 정체실 입구의 Pressure-Inlet, 노즐 출구단면의 Pressure-Outlet을 적용하였다.

2.3 실험결과를 통한 검증

2.3.1 일반적인 유동 특성

Figs. 2,3은 대표적 CFD 해석결과를 보여주는데, 노즐 목 지름 0.25 mm, 팽창비 4, 작동기체 질소, 정체실 압력 8 bar이며, 대기압 외부 상태로 팽창하는 노즐 유동을 나타낸다. 계

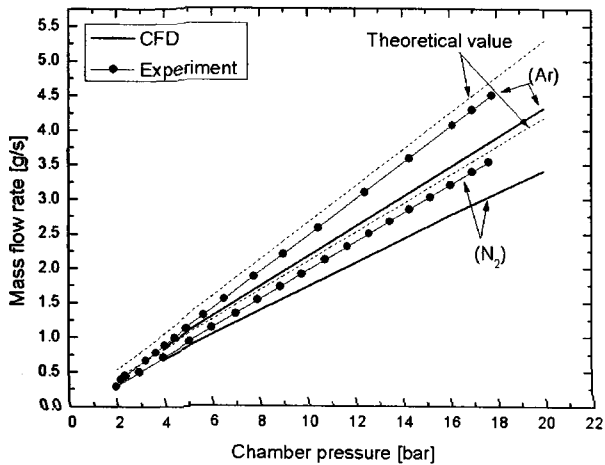


Fig. 4 Variation of mass flow rate with chamber pressure (ambient external pressure; diameter 1.0 mm, expansion ratio 2)

산 시 Residual이 $10^{-4} \sim 10^{-5}$ 가 될 때까지 반복 계산하여 해의 수렴성을 확인하였다. 해석결과로부터 노즐 목 이후 팽창부 부근 유동은 초음속 유동이 되지만, 출구 부근에서는 유동이 노즐 중심과 벽면 경계층에서 속도, 압력 및 온도의 차이가 크게 나타남을 알 수 있다. 즉 마하수, 질유량 등 일반적인 유동특성은 이론값에 근사하게 나타났지만, 추력에 큰 영향을 미치는 노즐 출구 단면에서의 마하수는 중심에서 높고 벽면 경계층 부근에서 낮게 나타나는 것을 알 수 있었다.

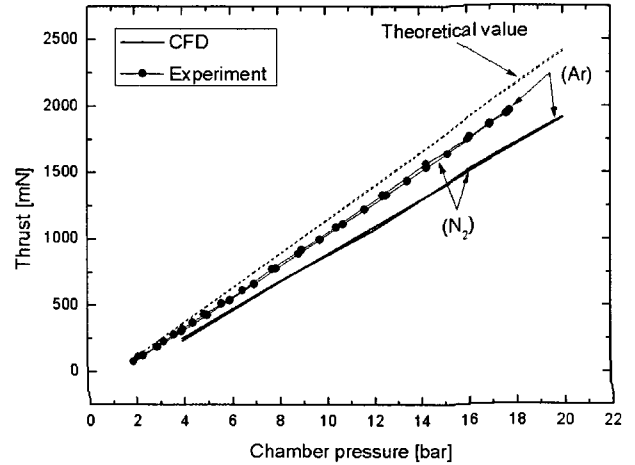
2.3.2 추력, 질유량, 비추력 비교

CFD 계산의 정확성을 검증하기 위해 추력, 비추력, 질유량에 관한 이론적 예측값 및 최신 실험값[8,9]과 비교하였다. 기본 작동조건은 목 직경 0.25 mm, 팽창비 2인 경우이며, 정체실 압력을 변화시키면서 비교하였다.

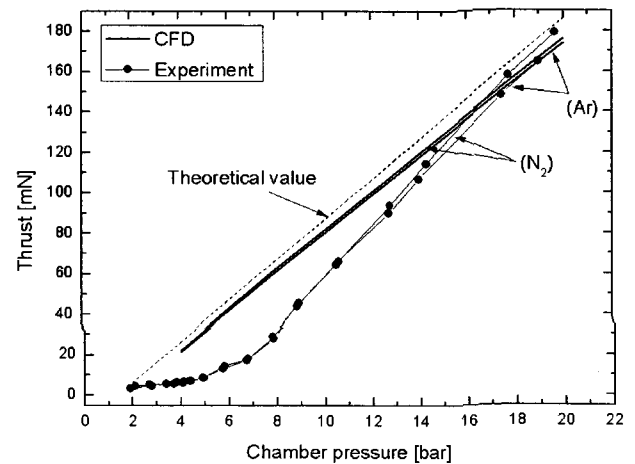
추력은 모멘텀 추력과 압력 추력 형태로 표현되며 이론적인 식은 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$F = \dot{m}v_j + (P_e - P_a)A_e$$

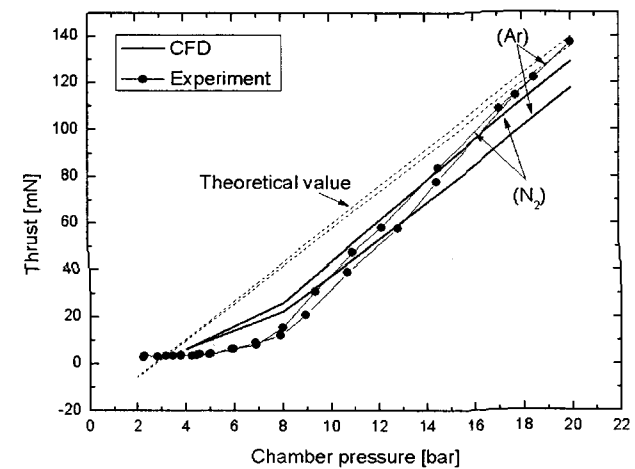
여기서 \dot{m} , v_j , P_e , P_a , A_e 는 각각 질유량, 출구속도, 출구 압력, 대기압, 출구면적을 나타낸다. 출구속도 및 출구 압력은 노즐 출구 단면에서의 평균값을 사용하였다. 대기압 상태로 팽창하는 노즐 유동의 이론, CFD, 실험값들을 비교하였다. Fig. 4에서 알 수 있듯이 질유량의 경우 이론, CFD, 실험값이 상당히 일치함을 알 수 있었다. 노즐 단면에서의 평균값을 사용한 CFD 값이 이론값보다 벽면 경계층의 존재로 인해 작을 것으로 예상할 수 있는데, 질소, 아르곤 기체에 대한 결과에



a) Throat diameter 1.0 mm; expansion ratio 2

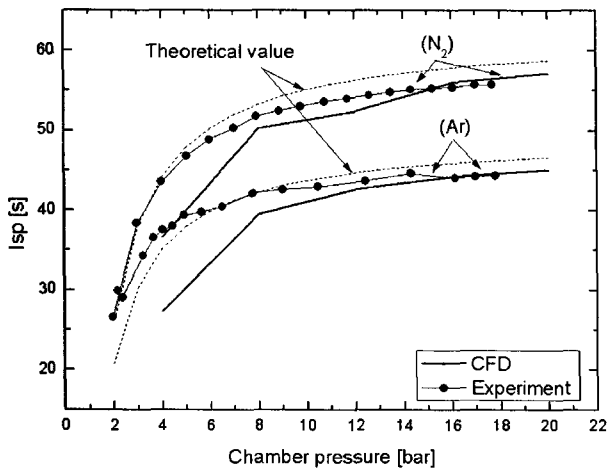


b) Throat diameter 0.25 mm; expansion ratio 2

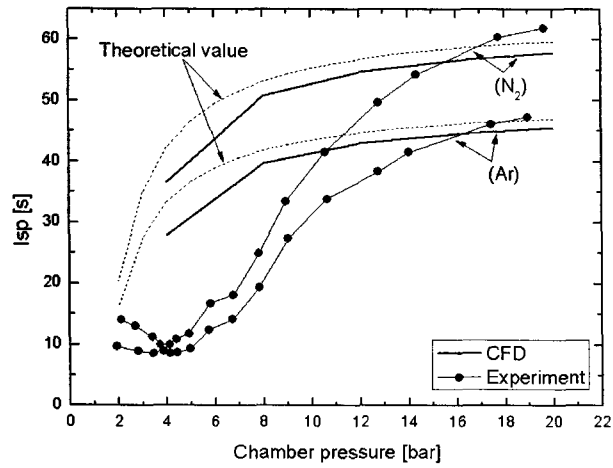


c) Throat diameter 0.25 mm; expansion ratio 4

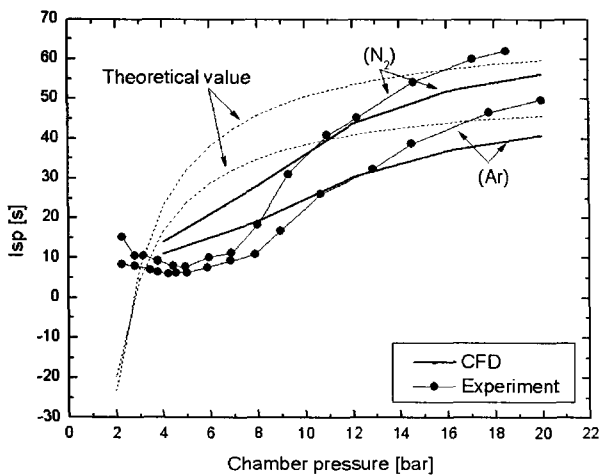
Fig. 5 Variation of thrust with chamber pressure (ambient external pressure)



a) Nozzle throat diameter 1.0 mm with expansion ratio 2

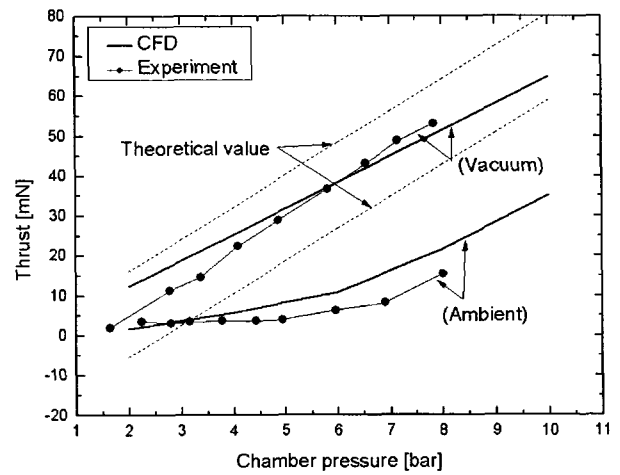


b) Nozzle throat diameter 0.25 mm with expansion ratio 2

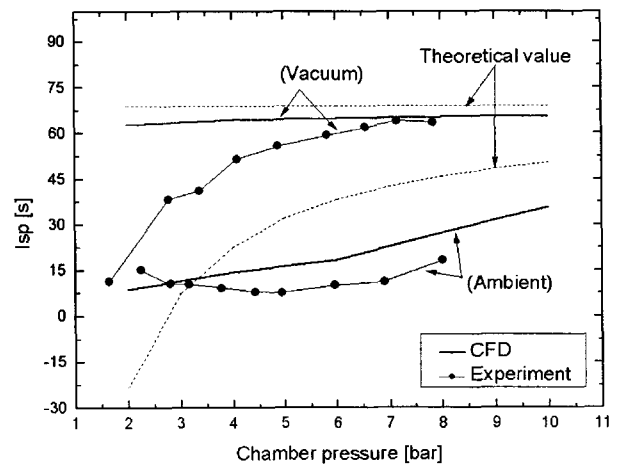


c) Nozzle throat diameter 0.25 mm with expansion ratio 4

Fig. 6 Variation of specific impulse with chamber pressure (ambient external pressure)



a) Thrust



b) Specific impulse

Fig. 7 Variation of thrust and specific impulse with chamber pressure (throat diameter 0.25 mm; expansion ratio 4; vacuum and ambient expansion; nitrogen)

서 그 같은 점을 확인할 수 있다. 추력의 경우에도 CFD 예측값이 실험값에 근사함을 알 수 있었다(Fig. 5). 하지만 Fig. 6에서 확인할 수 있는 바와 같이 비추력 값은 예측값과 실험값의 차이가 두드러졌다. 특히 저 레이놀즈 영역에서 차이가 증가함을 알 수 있었다. 또한 목이 작은 노즐일수록 압력이 낮은 영역에서 점차 증가함에 따라 추력이 선형적으로 증가하지 않음을 알 수 있다. 정체실 압력이 낮을수록 노즐 팽창부에서는 대형 노즐에서 큰 영향을 미치지 않았던 경계층에 의한 손실이 증가하게 되어 결과적으로 팽창부의 유효 단면적을 감소시키는 역할을 하였다고 판단된다.

2.4 노즐 작동조건 효과

노즐의 크기 변화에 따른 추력, 비추력 및 질유량의 영향

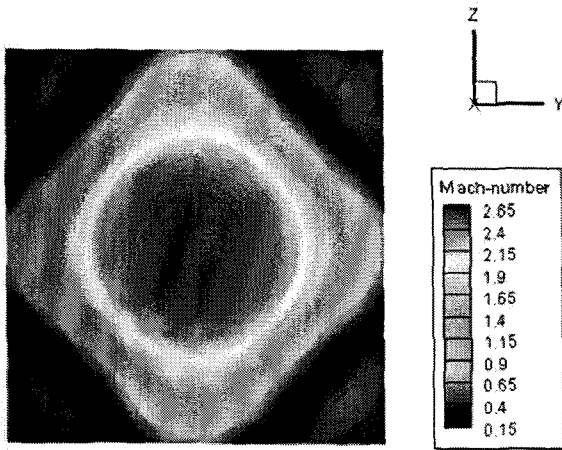


Fig. 8 Mach number contour in the nozzle exit with rectangular cross sectional shape (chamber pressure 8 bar; throat diameter 1.0 mm; expansion ratio 2; nitrogen)

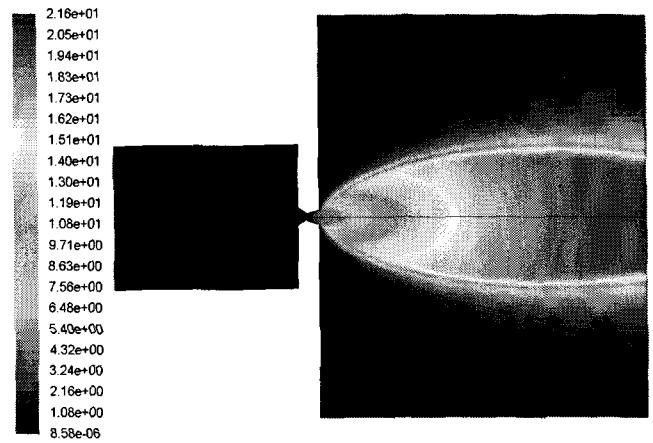


Fig. 10 Mach number contours (vacuum expansion; chamber pressure 10 bar; throat diameter 0.25 mm)

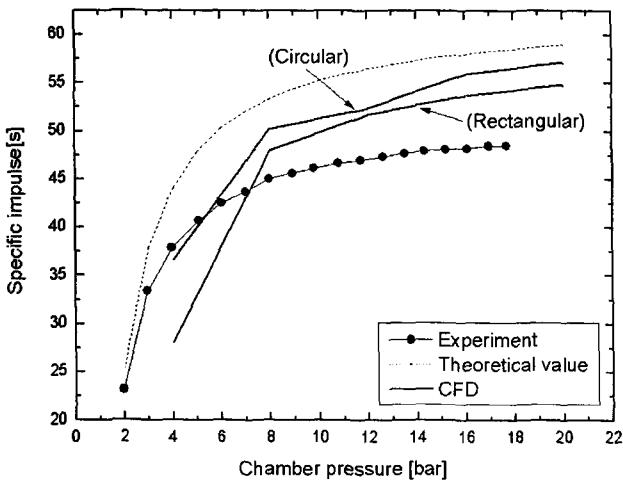


Fig. 9 Nozzle shape effect on specific impulse (throat diameter 1.0 mm; expansion ratio 2; nitrogen)

을 알아보기 위해 정체압력 12 bar, 팽창비 2, 작동기체 질소인 경우를 고려하였다. 노즐 유동에서 주로 사용되는 레이놀즈수에 관한 정의는 다음과 같다.

$$Re = P_0 D_t / T_0^{1.35}$$

여기서, P_0, D_t, T_0 는 정체실 압력, 노즐 목 직경, 정체실 온도를 나타낸다. Fig. 5,6으로부터 노즐의 목 크기, 팽창비 효과를 확인할 수 있는데, 목의 크기 효과가 가장 크게 나타났다. 또한 질유량의 경우는 정체실 압력 변화에 따른 결과가 정성적으로 각 경우 모두 비슷하게 나타났으나, 추력이나 비추력의 경우 낮은 정체압력 (저 레이놀즈수) 부근에서 목의 크기에 따라 현저하게 다른 경향이 나타남을 알 수 있다. 즉

노즐 목 직경이 0.25 mm 인 경우에는 정체실 압력에 대해 추력측면에서 선형적인 증가를 보이지 않았다.

진공 환경에서 작동되는 초소형 노즐의 성능을 평가하기 위해 진공에 가까운 압력상태로 팽창하는 노즐의 추력계수, 비추력 값을 계산하였다. Fig. 7에서 보듯이 대기압 환경에서 나타났던 저압부(저 레이놀즈수)에서의 특이한 노즐 특성을 확인할 수 있다. 또한 비추력은 진공 환경에서의 결과가 대기압 환경의 결과보다 크게 나타났으며, 질소의 비추력값이 큰 것으로 나타났다. 대기압 환경에서의 결과는 저압부에서 매우 낮은 값을 보이며 증가를 하지 않는 구간이 존재하는데, 이는 추력의 증가가 질유량의 증가량에 못 미치는 결과에서 나온 것이다. 또한 전체적으로 질소에서 비추력 값이 큰 것을 알 수 있는데, 이는 질소가 추진제로 더 적합하다는 것을 의미한다. 결론적으로 대기압 환경에서 초소형 노즐은 경계층 효과와 배압의 영향으로 성능이 매우 떨어지는 것으로 판단된다. 진공환경에서 나타나지 않은 저압부 특성이 대기압 환경에서는 매우 두드러지게 나타났으며, 이는 초소형 노즐의 설계에서 매우 중요한 요소로 작용할 것이다.

2.5 노즐단면 형상 효과

Fig. 8은 정사각형 노즐의 내부 및 출구단면의 유동을 보여준다. 정사각형 단면인 경우 Fig. 3의 원형 단면 경우와 달리 노즐 중앙 부근 유동과 벽면 근처 유동으로 분리되는 양상을 명확히 보여준다. Fig. 9는 유동장의 차이에 의해 야기되는 원형 단면과 정사각형 단면을 갖는 노즐의 비추력에 관한 경향을 나타낸다. 전체적으로 원형 노즐이 높은 성능을 보여 주며, 특히 정체압력이 낮은 저 레이놀즈수 유동의 경우 더 큰 차이가 발생하는 것을 알 수 있다. 점성손실에 의한 성능 저하가 정사각형 단면이 경우 두드러지는 것을 의미한다.

2.6 노즐 외부 유동해석

초소형 노즐 출구 부근의 유동장 특성을 확인하기 위하여 출구 외부 유동장에 관한 계산을 수행하였다. 정확도를 높이기 위해 노즐 출구 부근에 격자를 집중시켰다. 노즐 목 지름 0.25 mm, 팽창비 4, 작동기체 아르곤(Ar) 가스인 경우를 고려하였다. 정체실 압력은 10 bar이며, 진공 상태의 외부환경으로 팽창한다고 가정하였다. Fig. 10은 마하수 등고선도를 보여주는데, 노즐 내부 유동장과 출구 유동장이 이론적 예측과 비슷하게 나타났다. 노즐 유동장은 먼저 Barrel 충격파를 통해 일차적으로 감속되고 다음 단계로 Jet Boundary를 통해 외부 정지 유동 상태로 감속된다. 충격파 내부의 노즐 출구 중심 부근에서의 최대 마하수는 이론적 예측값과 일치하는 약 2.16로 나타나 본 연구의 계산이 정확하게 수행되었음을 확인해 준다고 할 수 있다.

3. 결 론

본 연구에서는 대기압 및 진공 부근 상태에서 작동하는 초소형 노즐 유동장에 관한 CFD 계산을 수행하였다. 2-20 bar 사이의 정체실 압력을 부여한 다음, 추력, 질유량, 비추력에 관한 계산을 수행하였다. 예측값의 정확성을 검증하기 위해 Cold 가스 초소형 추력기에 관한 실험 결과값과 비교하였다. 질유량은 이론값, CFD 예측값, 실험값에서 상당히 일치함을 알 수 있었다.

노즐의 크기가 밀리미터 이하로 작아지게 되면 대형 노즐과는 다른 경향이 나타날 수 있음을 CFD 계산을 통해 확인할 수 있었다. 노즐 목이 1 mm 부근인 경우 추력은 압력에 따라 선형적으로 증가하지만, 그 이하 크기의 노즐에서는 비선형적으로 변화하였다. 이는 노즐이 작아짐에 따라 대형 노즐에서는 크게 문제되지 않았던 점성 경계층 효과가 중요하게 되기 때문이다. 또한 진공 상태로 팽창하는 노즐 출구 부근의 유동장을 CFD 코드로 계산하여 Barrel 충격파 및 Jet Boundary의 존재를 확인하였다.

결론적으로 Navier-Stokes 모델에 기초한 CFD 예측 기법이 진공 팽창 및 저 레이놀즈수 효과가 중요시되는 밀리미터 사이즈의 초소형 노즐 유동장 해석에 적용이 가능함을 실험값과의 비교를 통해 확인하였다.

후 기

본 연구는 한국과학재단 특정기초연구 (과제번호 R01-2003-000-11735-0) 사업의 지원에 의해 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

참고문헌

- [1] 1999, Bayt, R.L., "Analysis, Fabrication and Testing of a MEMS-Based Micropropulsion System," *Ph. D. Thesis*, MIT.
- [2] 2000, Ketsdever, A.D., "System Considerations and Design Options for Microspacecraft Propulsion Systems," *Micropropulsion for Small Spacecraft* edited by Micci et al., *AIAA*.
- [3] 2002, 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.
- [4] 2004, Markelov, G.N., and Ivanov, M.S., "Numerical Study of 2D/3D Micronozzle Flows," *22nd International Symposium on Rarefied Gas Dynamics*, Sydney.
- [5] 2001, Zakirov et al., "Specifics of Small Satellite Propulsion: Part 2," *AIAA Paper* 2001-3834.
- [6] 2002, Menzies et al., "Computational Investigation of Three-Dimensional Flow Effects on Micronozzles," *J. Spacecraft and Rocket*, Vol.39, No.4, pp.642-644.
- [7] 1996, Hussaini, M.M., and Korte, J.J., "Investigation of Low-Reynolds-Number Rocket Nozzle Design Using PNS-Based Optimization Procedure," *NASA TM* 110295.
- [8] 2005, 오화영, 허환일, 문성환, "노즐 팽창비와 비열비에 따른 마이크로 노즐의 특성연구," *한국추진공학회 춘계학술대회*.
- [9] 2005, 문성환, 오화영, 허환일, "마이크로 노즐 성능평가," *한국항공우주학회*, 33권, 5호, pp.72-78.
- [10] 2004, *FLUENT 6.2 User Manual*, FLUENT Inc.
- [11] 2003, *GRIDGEN 1.5 User Manual*, Pointwise Inc.