

인공위성용 축대칭 소형 추력기의 압축성 유동 구조 계산에 의한 연속체 가정의 적용 한계

권순덕* · 김성초** · 김정수** · 최종욱** · 이기만**

The Limit of the Continuum Assumption Based on Compressible Flow Structures in an Axisymmetric Micro-Thruster Used for a Satellite

Soon Duk Kwon* · Sungcho Kim** · Jeong Soo Kim** · Jongwook Choi** · Kee Man Lee**

ABSTRACT

The flow characteristics in the thruster should be analyzed considering its geometry and the pressure ratio to estimate its performance and etc. This paper suggests the computational result of an axisymmetric real nozzle for the altitude control of a satellite to find out the application limit that the assumption of continuum mechanics holds. The steady non-reacted compressible flow field in the unstructured grid system is computed and analyzed with varying the environmental pressure (or the degree of vacuum) under the fixed pressure ratio in a real thruster of which the area ratio of exit to throat is 56. The assumption of the continuum mechanics is not approved when the environmental pressure is reduced less than 10^{-3} atm

초 록

추력기의 성능 등을 예측하려면 기하학적 모양과 압력비를 고려한 노즐 유동 특성을 해석해야 한다. 이 논문에서는 연속체 역학 역학의 가정이 성립하는 한계를 파악하기 위해서 인공위성 자세 제어용으로 사용되는 실제 축대칭 노즐에서의 유동을 계산하였다. 유동은 정상 상태의 비반응 압축성 유동이고 비정렬 격자계를 사용하였다. 추력기의 면적비는 56이고 주위 압력의 진공도를 변경하면서 해석하였는데 그 압력이 10^{-3} 기압 이하가 되면 연속체 역학은 더 이상 타당하지 않게 된다.

Key Words: Thruster(추력기), Nozzle Pressure Ratio(노즐 압력비), Shock Wave Structure (충격파 구조), Mach Disk(마하 판), Knudsen No.(누센 수), Degree of Vacuum(진공도)

* 순천대학교 대학원 기계공학과

** 순천대학교 기계우주항공공학부

연락처, E-mail: ksc@sunchon.ac.kr

1. 서 론

인공위성은 발사체(launch vehicle)에서 분리된

이후에 정상적으로 궤도에 진입하고 자세를 제어하기 위해 여러 개의 소형 추력기(thruster)를 사용한다. 인공위성의 임무가 갈수록 더 높은 정확도를 요구하게 됨에 따라 정밀한 자세 교정(attitude correction)과 정자세(correct position) 유지가 중요하게 되었다. 인공위성 본체는 제조 기술과 전자 제어 기술의 발달로 수명이 약 30년이지만 추력기 성능과 연료 용량의 한계 때문에 대략 10년 정도 사용되는 게 일반적이다. 따라서 인공위성의 실제 작동 기간은 추력기의 성능과 밀접한 관련이 있다. 따라서 추진 시스템(propulsion system)의 추력과 노즐 성능을 예측하기 위해서는 노즐의 내부 유동장은 물론 노즐 후류 구조(plume structure)를 면밀히 해석하여 외부 환경(environmental conditions)을 포함한 여러 가지 작동 조건에 대해 많은 실험이 필요하다.

이를 위해서는 노즐 형상(nozzle geometry) 및 압력비(nozzle pressure ratio, NPR) 변화에 따른 노즐 유동 해석이 무엇보다 먼저 이루어져 운전 조건에 대한 특성을 규명해야 한다. 추력기의 주 작동 환경은 진공(vacuum) 상태의 우주 공간이지만 노즐 입구와 노즐 주위의 상대적인 압력비가 중요하며 추력 성능을 예측하기 위한 기본적인 해석이 필요하므로 추력기 노즐의 기본적인 유동 특성을 이해하고자 할 때는 연속체 역학에 기초한 Navier-Stokes 방정식을 통한 해석으로 많은 정보를 얻을 수 있다. 높은 고도에서 작동하는 추력기의 해석에는 점성 유동[1]과 연속체 해석의 타당성을 판단하기 위해 누센 수(Knudsen number)를 고려해야 한다. 따라서 본 연구에서는 해석을 간단히 하기 위해서 화학 반응이 없다고(non-reactive) 가정하고 점성(viscous) 압축성(compressible) 정상(steady) 상태에 대해 시뮬레이션을 하였다. 난류(turbulence)를 해석하기 위해서 표준 계수값(standard coefficients)을 사용한 RNG $k-\epsilon$ 모델을 채택하였는데 이 모델은 노즐 출구(nozzle exit)에 경계층 박리(boundary layer separation)이 있는 초음속 제트(supersonic jet) 문제를 해석하는데 적절하다고 알려져 있다[2].

본 논문은 두 가지 형상에 대한 계산 결과를 포함하고 있다. 먼저 실험 결과가 있는 2차원 노즐에 대한 해석을 실시하여 계산 결과를 실험결과와 비교하여 계산의 정확도를 검증하고 인공 위성 자세제어를 하는데 사용되고 있는 축대칭(axisymmetric) 추력기의 해석에 같은 계산 방법을 적용하였다.

2. 2차원 노즐 해석

2.1 수치 해석 방법

화학 반응이 없으며 작동 유체를 순수한 공기로 가정하여 정상 상태 압축성 유동을 2차원 노즐에 대해 압력비를 바꾸어 가면서 해석하였다. 또 다른 가정은 Navier-Stokes 방정식을 풀기 위해서 연속체 역학이 성립한다는 것인데, 이에 대한 사항은 이후에 추가로 설명될 것이다. 경계 조건으로 노즐 입구(nozzle entrance)에 정체(stagnation) 압력과 정체 온도를 부여하였으며 이때 작동 유체를 공기로 하고 이상 기체 상태 방정식을 이용하여 표준 대기 조건(standard atmospheric conditions)에서의 온도가 입구 압력에 상응하도록 정체 온도를 계산하였다. 모든 외부 경계(external boundaries)에서는 표준 대기 조건을 사용하였으며 노즐 벽면에서는 점착 조건(no-slip)과 단열(adiabatic) 조건이 주어졌고 노즐은 중심축에 대해 축대칭이다. 상용 코드인 FLUENT를 사용하여 유동을 해석하였으며 압축성 난류 유동 역시 정상 상태로 가정하였다. 난류 모형으로는 앞서 언급한 것처럼 $k-\epsilon$ 모델 가운데 RNG 모델을 적용하였으며, 운동량 방정식에서 압력항은 속도와 연계(coupled)하는 방법으로 처리되었다. 이산화 방법(discretization method)으로 2차 풍상 방법(second-order upwind scheme)을 사용하고 Sutherland 법칙으로 온도 변화에 따른 점성을 계산하였다.

2.2 해석 방법의 검증

인공위성용 추력기 노즐 유동을 계산하기에 앞서 해석의 정확성을 검증하기 위해 실험 결과

[3]가 있는 2차원 노즐에 대해 먼저 수치계산을 실시하였다. 이 노즐의 형상은 면적비(area ratio)가 약 1.8이며, 출구의 폭은 약 2 인치이다. 계산 격자는 사각형(quad)으로만 이루어진 비정렬(unstructured) 다중 격자계(multiblock system)로 구성되었다. 특히 점성 경계층을 잘 모사하기 위해서 노즐 벽면에서 격자를 충분히 밀집시켰다. 계산 영역의 크기와 부분별 격자 간격을 결정하기 위해 많은 수치 실험이 이루어졌으며 약한 충격파(weak shock) 등의 비교적 자세한 유동 현상을 볼 수 있는 범위 내에서 가장 경제적인 격자계가 채택되었다. 실험 조건과 동일하게 노즐 입구에서 정체 압력비를 1.2부터 9의 범위에서 부여하였고 외부 환경은 표준 대기압 조건으로 설정하였다.

압력비에 따라 노즐 벽면에서 압력 분포를 실험 결과[3]와 비교한 것을 Fig. 1에 나타냈다. 여기서 p 는 정압, p_s 는 노즐 입구의 정체압력, x 는 노즐 축방향 좌표, x_t 는 목(nozzle throat) 위치이다.

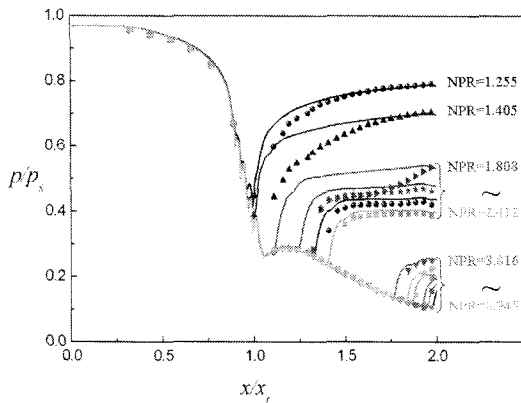


Fig. 1 Static pressure distribution on the inside wall (lines : computation, symbols : experiment[3])

압력비 즉 NPR=2.0 이상에서 계산 결과에서 오차는 실험값과 비교하여 5% 미만이며, 압력비가 높아질수록 실험 결과와 정확히 일치한다. 압력비 2.0 이하에서 다소 높은 오차가 나타나는데 그 이유는 RNG $k-\epsilon$ 모형이 높은 레이놀즈수에 대한 것이기 때문에 실험에서 충격파(shock

wave)가 생기지 않는 비교적 낮은 압력비 영역에서 노즐 내벽 부분에 국부적으로 약한 충격파가 발생되는 것처럼 해석되었기 때문이다.

3. 인공위성용 축대칭 노즐 해석

3.1 해석 형상 및 계산 조건

본 계산에서 사용된 인공위성용 추력기 노즐의 형상은 축대칭이며 노즐 입구 지름이 0.36 인치, 목 지름이 0.06 인치, 노즐 출구 지름이 0.46 인치이다. 2차원 노즐과 비교하면 면적비가 56으로 큰 노즐이다. 해석 영역(computational domain) 크기는 여러 가지 경우에 대해 수치 시험하여 결정하였는데 노즐 출구를 기준으로 주 유동 방향(main stream direction), 즉 하류로 노즐 출구 지름(D_{exit})의 25배, 그 역방향(upstream direction), 즉 상류로 출구 지름의 10배, 노즐 중심축에서 주 유동 방향에 수직인 방향으로 출구 지름의 20배이다. 총 격자의 수는 약 42만개이고 노즐 내부의 격자는 전체 격자수의 약 12%이다. 노즐 주위의 격자계를 Fig. 2에 나타내었다. 외부 대기 조건은 0.1 기압으로 설정하였고 입구에 10기압부터 40기압까지 정체 압력을 부여하였다. 노즐 중심축을 축대칭 조건으로 하였으며 이외의 경계 조건은 검증용을 위한 2차원 노즐 해석과 동일하게 부여되었다.

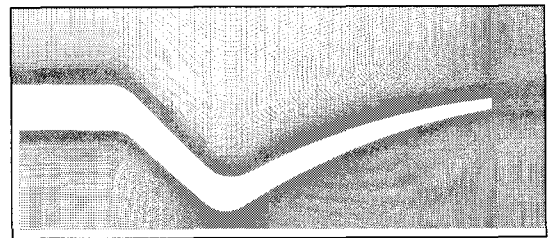


Fig. 2 Grid system around the nozzle

3.2 해석 결과

진공도(the degree of vacuum)에 따라 연속체의 가정이 성립하는지 가능하기 위하여 외부 대기 압력을 변화시켜서 계산을 수행하였다. 계산

된 외부 압력(P_a)은 0.1, 0.01, 0.001, 0.0001 기압 (atm)으로 설정되었고 NPR이 300으로 일정하도록 입구 정체 압력(P_s)을 맞추었다. 외부 압력이 표준 대기압인 경우가 제외된 이유는 계산될 수 있는 압력 상한(upper limit of pressure)이 약 48기압으로 제한되므로 입구 정체 압력비를 300 까지 올릴 수 없기 때문이다. 진공도에 따른 연속체의 성립을 판단하기 위해 계산된 마하수 분포가 Fig. 3에 있는데 위에서부터 외부 압력이 각각 0.1, 0.01, 0.001, 0.0001 기압이다. 외부 압력이 0.1과 0.01 기압인 경우는 마하 디스크(Mach disk)가 생기는 비슷한 유동 형태를 나타냈으나 외부 압력이 더 낮아서 0.001, 0.0001 기압인 경우에는 정규 반사(regular reflection) 모양의 전혀 다른 유동 형태가 나타난다.

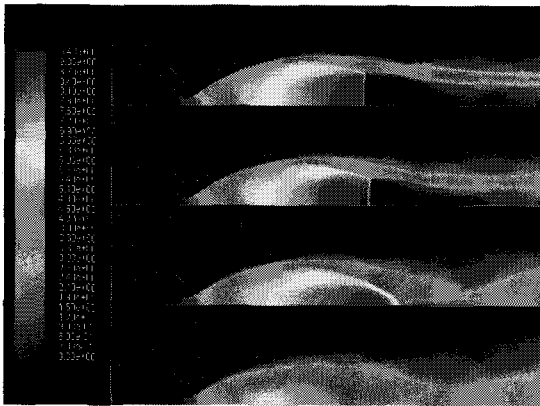


Fig. 3 Mach number contours according to the environment pressure at NPR=300 ($P_a=0.1, 0.01, 0.001, \text{ and } 0.0001 \text{ atm}$ from the top)

좀 더 쉬운 비교를 위해, 노즐 중심축에서의 마하수 분포를 Fig. 4에 나타내었다. x 는 노즐 중심축을 따른 좌표이며, 노즐 출구의 지름(D_{exit})으로 무차원화하였다. 즉, $x/D_{exit} \approx 0$ 은 노즐 입구이며, $x/D_{exit} \approx 0.85$ 가 노즐 목이고, $x/D_{exit} \approx 1.94$ 인 위치가 노즐 출구이다. 이 그림에서 외부 압력이 0.1과 0.01 기압인 경우에는 수직 충격파(normal shock)의 위치와 수직 충격파 이전의 유동이 거의 일치함을 알 수 있다.

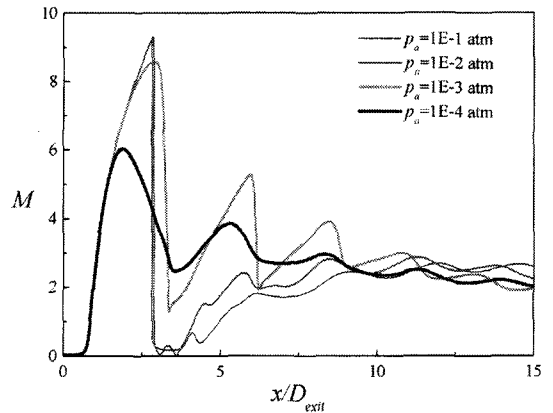


Fig. 4 Mach number distributions along the nozzle centerline when the environmental pressure changes at NPR=300

이것은 Fig. 5에 나타낸 정규화된 압력비(normalized pressure) $p_N = p / (p_a \times NPR)$ 에서도 알 수 있다. 2차원 노즐과 달리 면적비가 56으로 비교적 큰 노즐이므로 압력 분포의 편차가 크기 때문에 로그 좌표로 나타내었다.

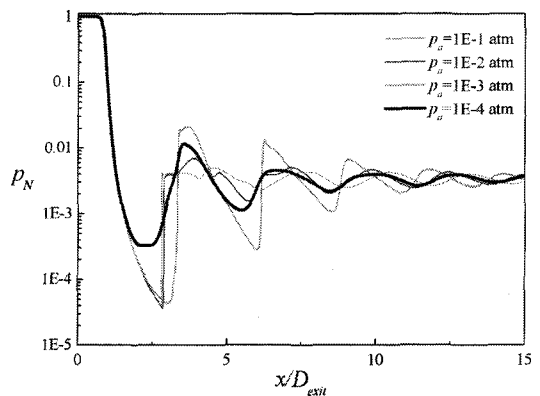


Fig. 5 Normalized pressure distributions along the nozzle centerline when the environmental pressure changes at NPR=300

외부 압력이 0.0001 기압인 경우에서 최저 압력을 나타내는 부분이 국소 구간에서 일정하게 나타나는 이유는 계산될 수 있는 압력 하한($1 p_a$)에 의해 잘못 계산되었기 때문인 것으로 판단된다. 그러므로 외부 압력을 0.01 기압까지 낮

추어 계산하는 것이 물리적으로는 어느 정도 가능하나 더 낮은 외부 압력에서는 연속체 방법에 의한 해석에 한계가 존재한다. 연속체 역학이 성립하는 유동 영역은 분자 평균 자유 이동 거리(mean free path)와 특성 거리(characteristic length)의 비로 정의되는 누센 수(Kn)로 판단될 수 있다. 즉, $Kn < 0.01$ 이면 연속체 역학이 성립하는 유동이라 볼 수 있다[4]. 즉 외부 압력이 0.001과 0.0001 기압인 경우는 누센 수가 0.01을 초과하여 물리적으로 맞지 않는 결과가 도출되었다. 즉 희박 기체(rarefied gas) 환경에서는 유동장을 해석하는데 전적으로 다른 해석 방법이 적용되어야 한다.

3. 결 론

2차원 소형 초음속 축소-확대 노즐 흐름에 대하여 다양한 압력비에 대해 유동장을 수치적으로 해석하여 실험과 일치하는 결과를 얻었으며, 인공위성 추력기로 사용되는 2차원 축대칭 노즐에 대해 같은 계산 방법으로 동일한 압력비에 대해 외부 대기의 진공도 변화에 따른 계산을 수행하여 연속체 역학이 성립하는 외부 압력 한계를 알 수 있었다.

후 기

이 논문은 2007년도 교육인적자원부의 지방대학 혁신 역량강화사업(NURI)에 의하여 지원되었음

참 고 문 헌

1. Choudhuri, A. R., Baird, B., Gollahalli, S. R. and Schneider, S. J., "Effects of Geometry and Ambient Pressure on Micronozzle Flow," 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Salt Lake City, Utah, July 8-11, AIAA Paper 2003-0672, 2003.
2. Han, S.Y., "Effect of Boundary Layer Swirl on Supersonic Jet Instabilities and Thrust," KSME International Journal, Vol.15, No.5, pp.646~655, 2001.
3. Hunter, C.A., "Experimental, Theoretical, and Computational Investigation of Separated Nozzle Flows," AIAA Paper 98-3107, 1998.
4. John, J.E. and Keith, T.G., Gas Dynamics, 3rd Edition, Pearson Education, p.90 and p.572, 2006.