

인공위성 추력기의 유동 해석

권순덕*, 김성초^{†**}, 김정수**, 최종욱**, 박정**

Flow Computation of a Satellite Thruster

Soon Duk Kwon, Sungcho Kim, Jeong Soo Kim, Jongwook Choi and Jeong Park

Abstract

In order to design a micro-thruster which controls the attitude of a space vehicle for a very long lifetime, the flow field should be analyzed considering the nozzle geometry and the difference between stagnation and environmental pressures and so on. This paper describes the axisymmetric non-reacted computational results which were carried out to understand the basic flow phenomena according to the high nozzle pressure ratio. The area ratio is about 56 and the diameter of a nozzle exit is about 0.46 inch. The Mach cell and waves are predicted well.

Key Words : Nozzle Pressure Ratio(노즐 압력비), RNG Model(RNG 모형), Satellite Thruster(인공 위성 추력기), Mach Disk(마하 원판)

1. 서 론

인공위성이 발사체를 떠나 제 궤도에 진입하고 자세 제어를 하기 위해서 여러 개의 소형 추력기(thruster)가 사용된다. 그리고 인공위성의 임무가 점차 고도의 정밀성을 요구하게 되면서 정밀한 자세 제어와 정자세 유지가 중요한 문제가 되었다. 또한 인공위성 제작 기술과 전자 제어 기술 발전으로 인공위성 수명은 약 30년 정도 되지만 고도, 자세 및 궤도 제어에 쓰이는 추력기 성능과 연료 용량 한계로 일반적으로 약 10년 정도이다. 따라서 인공위성의 유효한 실제 작동 기간은 추력기 성능과 밀접한 관련이 있다. 이러한 문제들의 해결을 위해서는 추력기의 추력 및 노즐

(nozzle) 성능을 예측하여 노즐 내부 유동을 정확히 해석해야 한다. 노즐 내부 유동은 노즐 안의 아음속 경계층(subsonic boundary layer)을 통해 외부 조건과 상호 작용(interaction)하여 변하게 된다 [1]. 따라서 플룸(plume)의 물리적 현상을 정확히 이해하는 것이 위성체의 추력기를 개발하는데 요구되는 중요한 설계 요소 가운데 하나이다. 이를 위해서 노즐 형상 및 압력비(pressure ratio) 변화에 따른 노즐 내부의 유동 해석이 무엇보다 선행되어 운전 조건에 대한 압력, 밀도, 온도, 속도 분포 등의 유동장 특성이 규명되어야 한다. 추력기는 주작동 환경이 진공 상태의 우주 공간이지만 노즐 유동 특성은 노즐 입구와 주위의 상대적인 압력비가 매우 중요하며 추력기의 기초적인 성능을 규명하기 위해서 연속체 역학(continuum mechanics)에 기초한 Navier-Stokes 방정식으로 해석하여도 추력기 노즐 내 유동의 특성을 파악하는데는 의미가 있다. 따라서 노즐 내부와 플룸이 발생하는 노즐 외부를 모두 계산 영역으로 하고 RNG 난류 모형을 적용하여 2차원 정상(steady) 상태 압축성(compressible) 점성(viscous) 유동에 대한 계산을 수행하였다[2]. 계산의 정확성을 검증

[†] 순천대학교 기계우주항공공학부

E-mail : ksc@sunchon.ac.kr

* 순천대학교 대학원 기계공학과

** 순천대학교 기계우주항공공학부

하기 위해 먼저 실험 결과가 있는 형상에 대해 해석하여 그 결과를 서로 비교하고 인공위성 자세제어용 3차원 추력기 노즐에서 유동 특성을 해석하였다.

2. 해석 검증

인공위성용 추력기 노즐을 해석하기에 앞서 해석의 정확성을 검증하기 위해 먼저 실험 결과가 있는 2차원 노즐에 대해 수치계산을 실시하였다. 이 노즐의 형상은 면적비가 약 1.8이며, 출구의 폭이 약 2 인치이다. 경계 조건으로 노즐 입구에 정체(stagnation) 압력과 배압(back or environmental pressure)의 비(nozzle pressure ratio, NPR)를 1.2부터 9의 범위에서 선택하였고 정체 온도 조건을 부여하였다. 이때, 작동 유체를 공기로 하고 이상 기체 상태 방정식을 이용하여 표준 대기 조건(standard atmospheric conditions)에서의 온도가 입구 압력에 상응하도록 정체 온도를 계산하였다. 외부 경계(external boundaries)에서는 표준 대기 조건을 사용하였다. 노즐 벽면에서는 점착 조건(no-slip)과 단열(adiabatic) 조건이 주어졌으며 노즐은 중심축에 대해 대칭이다. 유동 해석은 FLUENT[3]를 사용하였으며 압축성 난류 유동(compressible turbulent flow) 역시 2차원 정상 상태로 가정하였다. 난류 모형은 $k-\epsilon$ 모형 가운데 RNG 모형을 적용하였으며, 압력항은 속도와 압력을 연계(coupled)하는 방법으로 처리하였다. 이산화 방법(discretization method)으로는 2차 풍상 방법(second-order upwind scheme)을 사용하였다. 또한 온도 변화에 따른 점성을 고려하기 위해 Sutherland 법칙을 사용하였다.

압력비에 따라 노즐 벽면에서 압력 분포를 실험 결과[4]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 위치이다. 압력비 즉 NPR=2.0 이상에서 계산 결과에서 오차는 실험값과 비교하여 약 5% 이하이며, 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 안쪽 벽

면 부분에 국부적으로 충격파가 발생하는 것처럼 해석되었기 때문이다.

노즐 목 근처의 축소 부분에서 불규칙한 압력 분포(irregular pressure distribution)가 나타난다. 모든 압력비에서 동일한 과도 형태로 압력이 강하하는 경향이 나타나는데 이것은 격자 생성 과정에서 발생하는 일종의 공차(tolerance) 문제로 벽면 격자점 분포 경향이 일정하지 않은 것에 기인한다. 실험 결과에서는 이러한 과도 형태가 나타나지 않는데, 이는 압력 측정을 세밀하게 하지 않았기 때문이다.

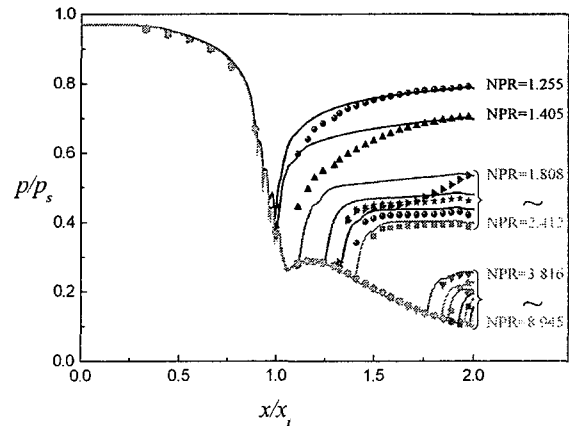


Fig. 1 Static pressure distribution on the wall of the 2D nozzle (line : computation, symbol : experiment[4])

계산 결과에 나타난 노즐 목 부근의 불규칙한 과도 형태를 갖는 압력 강하 원인을 보다 상세히 규명하기 위해 노즐 벽면 형상 위의 각 격자점간의 기하학적 기울기와 압력비가 8.945인 경우에 노즐 벽면에서의 정압(static pressure)을 Fig. 2에 함께 나타냈다. 노즐 목 근처 형상이 다른 부분에 비해 급격히 변하는데 이 그림에서 점선으로 표시한 영역에서 노즐 표면을 자세하게 관찰하면 기하학적 기울기가 음과 양으로 불규칙하게 변화한다. 이렇게 국부적으로 오목(concave)하고 볼록(convex)한 모양이 존재함으로 인해서 이에 대응되는 위치에서 압력 분포 변화가 발생하였다. $x/x_t < 0.4$ 의 상류 쪽에도 노즐 벽면 형상 기울기가 변하였지만 이 영역은 아음속 영역이기 때문에 초음속 영역이 존재하는 노즐 목 근처에서와 같은 불규칙한 압력 과동은 관찰되지 않는다. 즉 노즐 목 부근에서만 이러한 현상이 나타나는 이

유는 노즐 축소부가 시작되는 부분이 벽면을 따라 흐르는 유동을 노즐 중심축 쪽으로 수렴하게 하는 오목한 형상이고, 노즐 목 부분은 축소부의 경사면을 따라 흐르는 유동이 노즐축의 바깥쪽으로 확산되는 볼록한 형상이기 때문에 각각 국부적으로 약한 압축파(weak compression wave)와 팽창파(expansion wave)가 발생하기 때문이다.

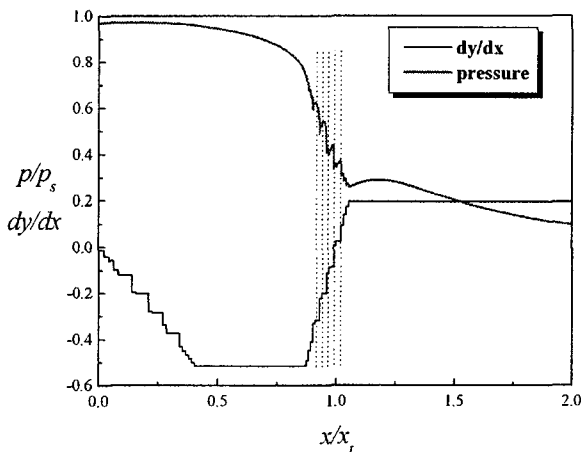


Fig. 2 Relationship between the static pressure distribution and the geometric gradient of the wall geometry in the 2D nozzle (NPR=8.945)

3. 인공위성 노즐 해석

3.1 해석 형상 및 계산 조건

인공위성 자세제어용 추력기의 노즐의 형상은 축대칭 노즐로서 노즐 입구 반지름이 약 0.36 인치, 목에서 반지름이 약 0.06 인치, 노즐 출구 반지름이 약 0.46 인치이다. 해석 영역의 크기는 여러 가지 모델을 시험하여 결정하였으며 노즐 출구를 기준으로 하여 주유동 방향으로 출구 지름 (D_{exit})의 25배, 그 역방향으로 출구 지름의 10배, 노즐 중심축에서 주 유동 방향에 수직인 방향으로 출구 지름의 20배이다. 계산 격자는 비정렬 다중 격자계(unstructured multi-block grid system)로 구성하였으며 격자의 총 개수는 약 42만개이고 노즐 내부의 격자 개수는 약 5만개이다. 노즐 내부의 격자계를 Fig. 3에 나타내었다.

외부 대기 조건은 0.1 기압으로 설정하였고 추력기 입구에 10기압부터 40기압까지 정채 압력을

부여하였다. 따라서 압력비는 100~400의 범위이다. 노즐 중심축을 축대칭 조건으로 하였으며 이외의 경계 조건은 검증을 위한 해석과 동일하게 부여하였다.

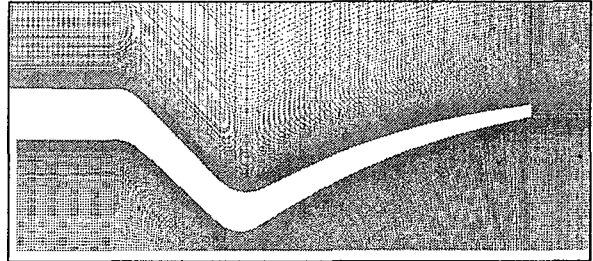


Fig. 3 grid system around the satellite thruster

3.2 해석 결과

Figure 4에 인공위성 자세제어용 추력기 노즐 내부 벽면에서의 압력분포를 나타내었다. 2차원 노즐과 달리 면적비가 56으로 비교적 큰 노즐이므로 압력 분포의 편차가 크기 때문에 로그 좌표로 나타내었다. 각각의 압력비 경우에 압력비 400의 압력선에서 분기되는 지점이 노즐 벽에서 박리(separation)가 일어나는 점이며 압력비 400의 경우에 노즐 내부에서 박리는 일어나지 않았다.

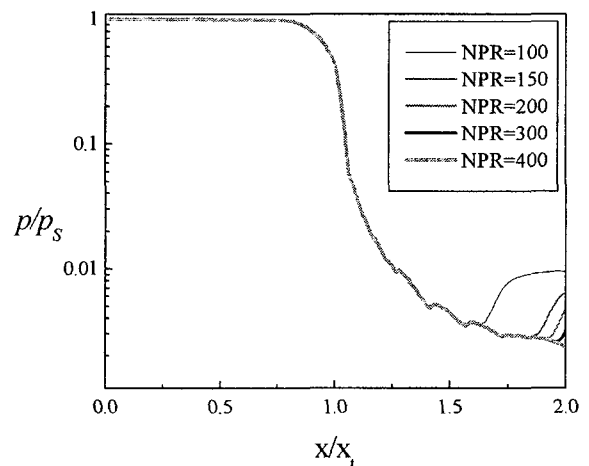


Fig. 4 Static pressure distribution on the wall of the satellite thruster

몇 가지 압력비에 대하여 노즐 중심축 위에서 마하수 분포 변화를 Fig. 5에 나타내었다. x 는 노즐 중심축을 따른 좌표이며, 노즐 출구의 지름

(D_{exit})으로 무차원화하였다. 즉, $x/D_{exit} \approx 0.37$ 은 노즐 입구이며, $x/D_{exit} \approx 0.85$ 가 노즐 목이고, $x/D_{exit} \approx 1.94$ 인 위치가 노즐 출구이다. 압력비가 증가할수록 마하수 분포가 증가하는 것을 확인할 수 있으며, 계산된 압력비에서는 크기의 차이만 있을 뿐 유사한 마하수 분포 형태가 나타난다. 각각의 압력비에서 노즐에 의해 가속된 유동은 피크점 이전까지 동일한 마하수 분포를 보인다. 각각의 피크점에서 급격히 마하수가 감소하는 위치에 수직 충격파 존재하며 축대칭 노즐이므로 이것은 마하 디스크(Mach disk)이다. 수직 충격파 이후의 마하수 분포는 파동 형태가 나타나며 파동의 진폭은 감소한다. 전체적인 마하수 분포는 완만하게 증가한 후 감소한다. 파동 형태의 마하수 분포가 나타나는 이유는 경사 충격파가 충격파 경계에서 반사되기 때문이며, 전체적인 마하수 분포가 완만하게 증가하는 이유는 Fig. 6에서 처럼 마하 디스크 뒤쪽의 아음속 영역의 크기가 줄어들면서 노즐 중심축 바깥쪽의 높은 마하수 영역이 노즐 중심축 쪽으로 합쳐지기 때문이다. 이후 유동은 유동 확산에 의해 아음속으로 감속한다. 특히 계산된 압력비 조건에서 수직 충격파는 모두 추력기 밖에서 발생하였으며 압력비가 높을수록 제트 경계층은 두꺼워진다. 2차원 노즐에서와 같이 하류에서 제트 경계가 가상 노즐(virtual nozzle) 형태로 나타나지 않으므로 뚜렷한 충격 셀(shock cell) 구조도 형성되지 않았다.

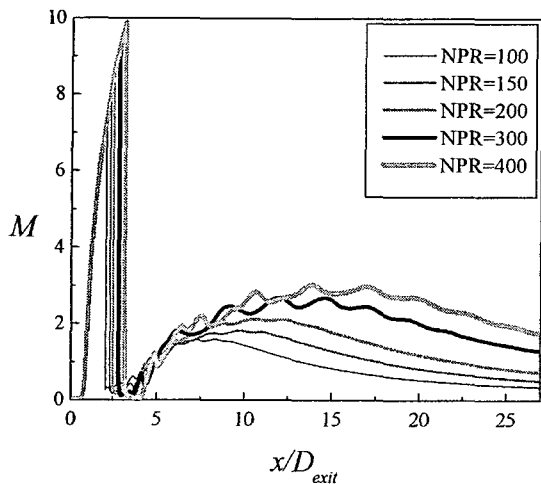


Fig. 5 Mach number distributions along the nozzle centerline at various pressure ratios

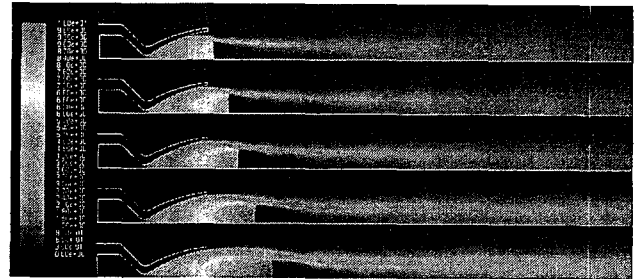


Fig. 6 Mach number contours according to the various pressure ratios (NPR=100, 150, 200, 300, 400 from top)

4. 결론

2차원 노즐을 해석하여 실험과 일치하는 결과를 얻었고 같은 해석 방법으로 인공위성 자세제어용 추력기 노즐을 해석하였다. 여러 가지 압력비에 대해 계산을 수행하고 마하수 분포를 통하여 기본적인 유동구조를 파악할 수 있었다.

후 기

이 논문은 2006년도 교육인적자원부의 지방대학혁신 역량강화사업(NURI)에 의하여 지원되었음

참 고 문 헌

- 1) Cooper, G.K., Jordan, J.L. and Phares, W.J., 1987, "Analysis Tool for Application to Ground Testing of Highly Underexpanded Nozzles," AIAA Paper 87-2015.
- 2) Kwon, S. D., Kim, S., Kim, J. S., Choi, J. and Jin, H., 2006, "Numerical Analysis of Performance According to Nozzle Length of a Micro-thruster," 12th International Symposium on Flow Visualization, Sep. 10-24, German Aerospace Center, Göttingen, Germany.
- 3) FLUENT 6.1 User's Guide, Fluent Inc., 2003.
- 4) Hunter, C. A., 1998, "Experimental, Theoretical, and Computational Investigation of Separated Nozzle Flows," AIAA Paper 98-3107.