

2차원 소형 초음속 노즐 하류의 압축성 유동 구조 해석

권순덕* · 김성초** · 김정수** · 최종욱**

The Compressible flow structure behind the exit of a two-dimensional supersonic micro-nozzle

Soon Duk Kwon* · Sungcho Kim** · Jeong Soo Kim** · Jongwook Choi**

ABSTRACT

This paper presents the computational results for the two-dimensional compressible non-reacted flow in a converging-diverging micro thrust nozzle of which the ratio of exit to throat width (0.541 in.) is 1.8. The RNG model is applied to calculate the turbulence by loading the standard coefficients. The results agreed very well with the experiments in the view of the shock structure and the pressure distribution at the various pressure ratios between the stagnation and the environmental states. The plume structures are also discussed on the view of the shock-cell structure.

Key Words: Nozzle Pressure Ratio(노즐 압력비), Plume Structure (플룸 구조), RNG Turbulence Model(RNG 난류 모형), Shock Cell(충격셀)

1. 서 론

추력기(thruster)의 추력 및 노즐(nozzle) 성능을 예측하려면 노즐 내부 유동을 정확히 해석해야 한다. 노즐 내부 유동은 노즐 안의 아음속 경계층을 통해 외부 조건과 상호 작용하여 변하게 된다.[1] 따라서 플룸(plume)의 물리적 현상을 정확히 이해하는 것이 위성체 개발에서 요구되는 설계 핵심 요소 가운데 하나이다. 이를 위해서 노즐 형상 및 압력비 변화에 따른 노즐내 유동 해석이 무엇보다 선행되어 운전 조건에 대한

압력, 밀도, 온도, 속도 분포 등의 유동장 특성이 규명되어야 한다. 추력기는 주작동 환경이 우주 공간이지만 노즐 유동 특성은 노즐 입구와 출구의 상대적인 압력비가 중요하며 추력기 성능 해석을 위한 기초 작업이 필요하기 때문에 연속체 역학을 기초한 Navier- Stokes 방정식으로 해석하여도 추력기 노즐 내 유동의 특성을 파악하는데 의미가 있다. 따라서 노즐 내부와 플룸 발생이 예상되는 노즐 외부를 모두 계산 영역으로 하고 RNG 난류 모형을 적용하여 2 차원 정상(steady) 상태 압축성(compressible) 점성(viscous) 유동에 대한 계산을 수행하였으며[2], 계산 결과를 실험 결과와 비교하였다. 또한 압력비에 따른 마하수 분포를 통해 후류 구조를 해석하였다.

* 순천대학교 대학원 기계공학과

** 순천대학교 기계우주항공공학부

연락처, E-mail: ksc@sunchon.ac.kr

2 본 론

2.1 압력장

압력비(nozzle pressure ratio, NPR)에 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 목의 위치이다. 압력비 2.0 이상에서 계산 결과는 실험값에 비해 오차가 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 벽면 부분에 국부적으로 충격파가 발생하는 것처럼 해석되었기 때문이다.

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

계산 결과에 나타난 노즐 목 부근의 불규칙한 파동 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 존재함으로써 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 파

동은 관찰되지 않는다. 즉 노즐 목 부근에서만 이러한 현상이 나타나는 이유는 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(compression wave)와 팽창파(expansion wave)가 발생하기 때문이며 이것은 시험 결과의 쉐리렌(Schlieren) 사진으로도 확인할 수 있다.

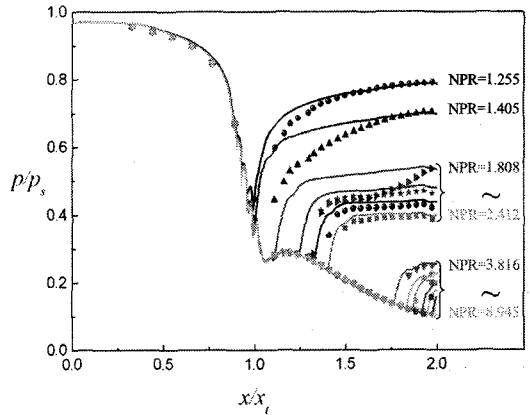


Fig. 1 Static pressure distribution on the wall (line : computation, symbol : experiment)

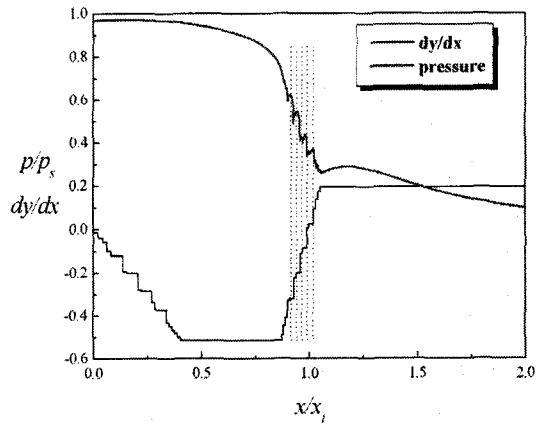


Fig. 2 Relationship between the static pressure distribution and the geometric gradient of the wall geometry (NPR=8.945)

2.2 후류 구조

표준 길이 노즐에서 여러 가지 압력비에 대하여 노즐 중심축 위의 마하수 분포 변화를 Fig. 3에 나타냈다. 여기서 노즐 중심축을 따른 좌표를 노즐 확대부 길이(L_s)로 무차원화하였다. 즉, $x/L_s=0, 1, 2$ 는 각각 노즐 입구, 노즐목, 노즐 출구이다. 모든 압력비에서 피크점 이전까지 동일한 마하수 분포를 보인다. 압력비가 증가할수록 마하수 분포가 증가하며, 외부 대기 조건과 상호 작용에 의해 압력비에 따라 다른 마하수 분포 형태가 나타난다.

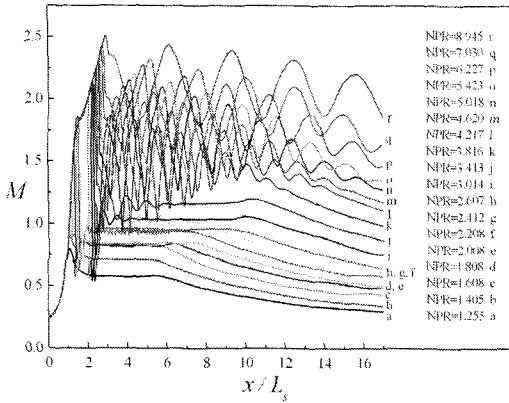


Fig. 3 Mach number distributions of flows with various pressure ratios along the nozzle centerline

압력비 1.255(a)와 1.405(b)에서 모든 유동장이 아음속 영역에 해당하므로 노즐은 질식되지 않으며, 피크점 이후에 감속되다가 $x/L_s=2\sim 5.5$ 범위에서 마하수가 일정한 구간이 나타나고 그 이후에 다시 감속된다.

압력비가 1.608(c)부터 2.607(h)까지의 범위일 때, 유동은 질식되며, 노즐에 의해 유동이 초음속으로 가속되고 수직 충격파가 발생한다. 충격파 이후의 유동은 천음속으로 유지되며 그 이후에 감속된다. 특히 $x/L_s=2\sim 6$ 의 범위에서 마하수가 평균적으로 일정한 분포를 보이고 그 이후에는 점차 감소한다.

압력비가 3.014(i)와 3.413(j)일 때, 노즐에 의해

유동은 초음속으로 가속되며, 노즐 목 형상에 의해 생성된 경사 충격파가 노즐 중심에서 교차한다. $x/L_s=2.2$ 근처에서 마하수가 급격하게 음속 이하로 되는 것은 경사 충격파가 교차하기 때문이다. 교차 이후의 유동은 비교적 낮은 마하수의 초음속 영역에서 유지되고, 약한 셀(cell) 구조가 나타난 뒤 소멸되며 이후 유동은 아음속으로 감속된다.

Figure 3에서 압력비가 3.816(k)과 4.217(l)인 경우를 Fig. 4에 다시 나타냈다. 노즐에 의해 유동은 초음속으로 가속되며, 노즐 목 형상에 의해 생성된 경사 충격파가 노즐 중심에서 교차한다. 그림의 $x/L_s=2.5$ 근처에서 급격하게 마하수가 떨어지는 곳이 경사 충격파가 교차하는 지점이다. 압력비가 3.816(k)일 때 경사 충격파 교차 지점을 그림 안에 확대하여 표시하였다. 여기서 경사 충격파 교차 지점은 s부터 t까지이며, 압력비가 3.014(i)와 3.413(j)인 경우와 달리 마하수가 아음속으로 떨어지지 않았다. Fig. 6에서와 같이 경사 충격파 뒤쪽에 서로 다른 경사 충격파가 만나서 만들어진 작은 규모의 수직 충격파가 생성되었는데 이것은 Fig. 5의 u부터 v에 해당한다.

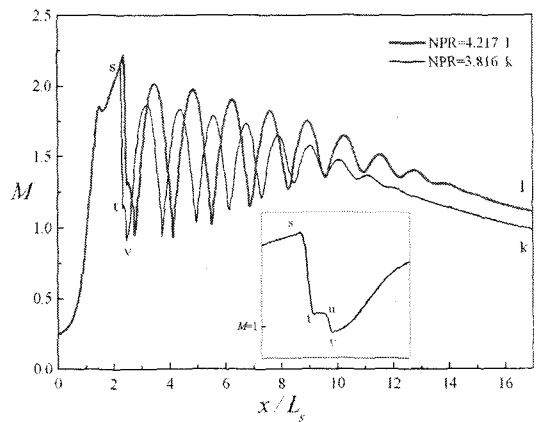


Fig. 4 Mach number distributions along the nozzle centerline when supersonic flow with weak cell structure is developed behind the crossed oblique shock waves

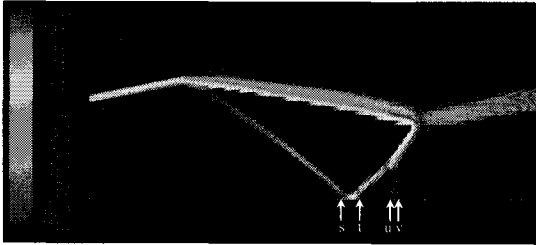


Fig. 5 Mach number contours at NPR = 3.816
(The four locations, s, t, u and v in Fig. 4)

압력비가 4.620(m)부터 7.030(q)까지의 범위일 때(Fig. 3), 노즐에 의해 유동이 초음속으로 가속되며, 역시 경사 충격파가 노즐 중심에서 교차한 뒤 초음속 유동에 강한 셀 구조가 나타난다. 후류로 갈수록 각 셀에서 최대 마하수와 최소 마하수의 크기차가 줄어든다. 그 이후 유동은 아음속으로 감속된다. 노즐 하류에서 마하수가 평균적으로 일정한 영역은 더 이상 나타나지 않으며 계산 영역내의 먼 하류까지 초음속 흐름이 유지된다.

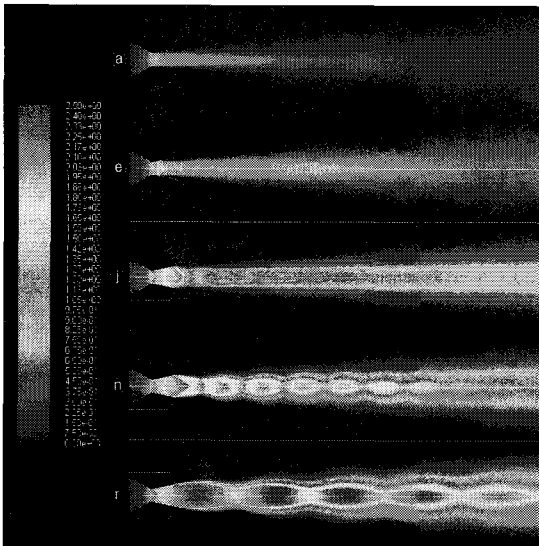


Fig. 6 Two-dimensional Mach number distributions with various pressure ratios(NPR of (a), (c), (d), (e), (f) is 1.255, 2.008, 3.413, 5.018, 8.945, respectively)

압력비가 8.945(r)일 때의 노즐 중심축 상에서 마하수 분포를 보면(Fig. 3), 유동은 완전히 발달하게 되어 노즐 설계 조건에 가깝게 된다. 노즐로부터 먼 하류까지 흐름은 초음속 상태를 유지하며 평균적인 마하수는 서서히 감소한다.

Figure 6은 마하수 분포 형태 가운데 대표적인 경우에 대하여 마하수 분포를 예시한 것인데 압력비가 다르면 서로 다른 셀 구조가 나타난다.

3. 결 론

2차원 초음속 마이크로 축소-확대 노즐 흐름에 대하여 다양한 압력비에 대해 유동장을 수치적으로 해석하여 실험과 일치하는 결과를 얻었다.

외부 대기 조건과 상호 작용에 의해 압력비에 따라 다른 마하수 분포 형태가 나타난다. 수직 충격파가 있는 압력비에서는 충격 셀 구조가 나타나지 않으며, 목 형상에 의해 생성된 경사 충격파가 노즐 중심에서 교차하는 압력비에서 충격 셀 구조가 나타난다.

후 기

이 논문은 2005년도 교육인적자원부의 지방대학 혁신 역량강화사업(NURI)에 의하여 지원되었음

참 고 문 헌

1. Cooper, G.K., Jordan, J.L. and Phares, W.J., "Analysis Tool for Application to Ground Testing of Highly Underexpanded Nozzles," AIAA Paper 87-2015, 1987
2. FLUENT 6.1 User's Guide, Fluent Inc., 2003
3. Hunter, C.A., "Experimental, Theoretical, and Computational Investigation of Separated Nozzle Flows," AIAA Paper 98-3107, 1998