

과대팽창이 발생하는 초음속노즐의 충격파 구조와 추력성능에 대한 수치적 연구

배대석^a · 최현아^b · 감호동^c · 김정수^{a,*}

A Computational Study on the Shock Structure and Thrust Performance of a Supersonic Nozzle with Overexpanded Flow

Dae Seok Bae^a · Hyun Ah Choi^b · Ho Dong Kam^c · Jeong Soo Kim^{a,*}

^aDepartment of Mechanical Engineering, Pukyong National University, Korea

^bDepartment of Mechanical Engineering, Graduate School, Pukyong National University, Korea

^cDefense R&D Center, Hanwha Corporation, Korea

*Corresponding author. E-mail: jeongkim@pknu.ac.kr

ABSTRACT

Overexpanded flow of an axisymmetric thruster nozzle is numerically simulated to investigate effects of nozzle pressure ratio (NPR) on the shock structure and thrust performance. The Reynolds-averaged Navier-Stokes equations with $k-\omega$ SST turbulence model are solved utilizing FLUENT solver. As the NPR is raised, thrust performance monotonically increases with the shock structure and flow-separation point being pushed toward the nozzle exit. It is also discussed that the flow structure at nozzle-exit plane which is immediately affected by a position of nozzle-interior shocks and expansion waves, has strong influence upon the thrust performance of thruster nozzle.

초 록

과대팽창이 발생하는 축대칭 초음속 노즐에서 노즐압력비가 충격파 구조와 추력성능에 미치는 영향을 규명하기 위해 지상연소시험평가용 추력기 노즐을 대상으로 수치모사를 수행하였다. $k-\omega$ SST 난류 모델을 적용한 Reynolds-averaged Navier-Stokes 방정식을 상용코드 FLUENT를 사용하여 해석한 결과, 노즐 압력비가 증가함에 따라 추력성능이 단조적으로 증대되고, 노즐 내부에서 생성된 충격파와 유동 박리점이 노즐 출구방향으로 밀려나는 사실을 확인하였다. 또, 노즐내부 충격파와 팽창파 위치의 직접적 영향을 받는 노즐 출구면에서의 유동구조가 추력성능에 미치는 영향도 상세히 조사하였다.

Key Words: Hydrazine Thruster(하이드라진 추력기), Converging-diverging Nozzle(축소-확대 노즐), Nozzle Pressure Ratio(노즐압력비), Thrust Performance(추력성능), Shock Structure(충격파 구조)

Received 8 June 2014 / Revised 7 July 2014 / Accepted 15 July 2014

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

Nomenclature

A : area

a	: ambient
D	: cross-diffusion term
E	: total energy
e	: exhaust
eff	: effective
G	: generation term
h	: static enthalpy
\vec{J}	: diffusion flux
k	: turbulence kinetic energy
k	: conductivity
\dot{m}	: mass flow rate
n	: amount of substance of gas
p	: pressure
R	: ideal gas constant
S	: source term
T	: temperature
t	: time
u	: velocity magnitude
V	: volume
x	: x-direction
Y	: dissipation
δ_{ij}	: Kronecker delta
μ	: viscosity
Γ	: diffusivity
ρ	: density
τ	: thrust
τ_{ij}	: shear stress
ω	: turbulent dissipation rate

1. 서 론

우주비행체는 기동하기 위한 가속력을 얻기 위해서 기본적으로 큰 추력을 발생시킬 수 있는 대형 로켓엔진을 사용한다. 그러나 발사체 상단(upper stage)이나 최종단(final stage)의 궤도투입 및 천이 등의 보다 적고 정밀한 추력이 요구되는 임무에는 다발의 소형 추력기(multiple small thruster)가 보다 유리하기에 1950년대 이래로 발사체, 미사일, 위성체, 우주정거장 등의 다양한 임무에 소형 추력기 시스템들이 활용되

어 왔다[1].

추력발생에 사용되는 로켓엔진에는 축소-확대(converging-diverging) 노즐이 장착된다. Austaf de Laval에 의해 개발되었고, Robert Goddard가 최초로 로켓엔진에 적용한 이후 현대 대부분의 로켓뿐만 아니라 각종 비행체의 추진장치에 활용되고 있는 축소-확대 노즐은 고온고압의 작동 유체를 초음속 상태로 팽창, 가속시켜, 유체가 가진 열에너지를 운동에너지로 극대화시킴으로써 운동량(momentum)을 발생시킨다.

이들 초음속노즐의 작동환경인 노즐 배압(back pressure)의 변이는 노즐 내외부 유동과 추력의 변화를 유발한다. 추력기 노즐의 주 작동환경인 고진공의 우주공간에서 초음속 노즐유동은 대부분 과소팽창(under-expanded) 하기 때문에 공칭성능(nominal performance)을 기대할 수 있으나, 대기권 하부, 혹은 지상연소시험(ground-firing test) 환경의 경우, 노즐 외부압력이 노즐내부에서 팽창된 유동보다 높은 과대팽창(over-expanded)이 발생할 수 있다. 이러한 경우, 충격파(shock) 및 유동박리(flow separation) 등의 비가역적인(irreversible) 현상들이 노즐 내부에 발생할 가능성이 높으며 이들 현상은 실효 팽창비 및 유속의 감소를 유발하여 추력성능을 저하시킨다[2].

축소-확대 단면을 갖는 노즐의 성능을 예측하려면 외부 환경을 포함한 여러 작동 조건에 따른 노즐의 내부 유동장(flow field)에 대한 해석이 필요하다. 또한, 노즐유동에 대한 정확한 해석을 위해서는 노즐 형상 및 압력비 변화가 노즐 흐름에 미치는 영향이 규명되어야 하고 운용 조건(operation condition)에 대한 압력, 밀도, 온도, 속도 분포 등의 특성을 알아야 한다[3,4].

따라서 본 연구에서는, 체계소요에 대비하여 개발중인 중·대형급 하이드라진(hydrazine, N_2H_4) 추력기의 지상연소시험평가용 노즐형상[5]을 대상으로, 상대적으로 낮은 노즐압력비에서의 유동을 수치모사하여 노즐 내외부에서 발생하는 충격파 구조와 유동특성의 변화에 대해 관찰하고, 배압의 변화가 추력성능에 미치는 영향에 대해 규명하고자 한다.

2. 수치해석기법

추력기 노즐의 압력비 변이에 따른 노즐유동 특성 해석을 위해 상용코드인 FLUENT[6]를 사용하여 RANS(Reynolds-averaged Navier-Stokes) 방정식과 SIMPLE(semi-implicit method for pressure-linked equations) 알고리즘[7]으로 노즐 유동을 해석한다. 연속방정식, 운동량 및 에너지 보존식과 이상기체방정식 등은 각각 아래의 Eq. (1-4)와 같이 기술되고, 수렴조건의 잔차(residual)로서 에너지 보존식은 10^{-6} , 그 외의 모든 차분식은 10^{-3} 이하까지 감소하는 경우로 한다.

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \tag{1}$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_j} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \tag{2}$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(u_i(\rho E + p)) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(k_{eff} \frac{\partial T}{\partial x_i} - \sum_j h_j \vec{J}_j + (\tau_{eff} \cdot \mu_j) \right) \tag{3}$$

$$pV = nRT \tag{4}$$

Eq. 2에서의 τ_{ij} 는 아래와 같이 표현된다.

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \tag{5}$$

압축성 유동의 급격한 물성치 변화를 예측하기 위해, 운동량방정식과 압력기반의 연속방정식을 동시에 고려하여 SIMPLE 알고리즘의 압력보정(pressure correction)항을 제거하는 압력기반의 연계 알고리즘(pressure-based coupled algorithm)을 사용한다. 이 알고리즘은 두 방정식을 밀접한 연계방식(closely-coupled manner)으로 계산함으로써 압축성 유동의 해석에서 뛰어난 수렴성을 보인다[8,9]. 또한, 지배방정식의 이산화(discretization)에는 고유행렬을 이용한 유

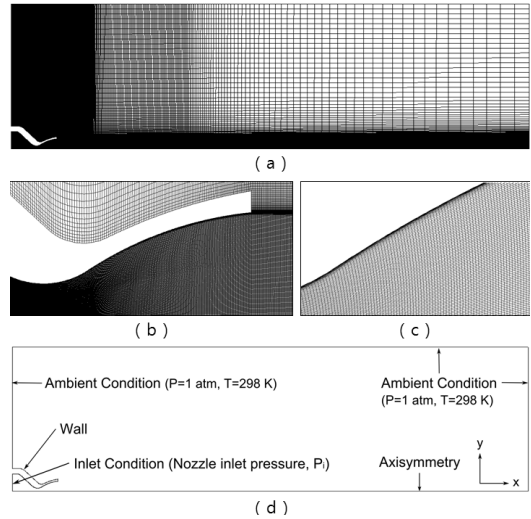


Fig. 1 Grid configuration and computational domain.

량벡터분리와 van Leer[10]의 유량한계계수(flux limiter)를 이용한 2차 정밀도 풍상차분법(2nd-order upwind scheme)을 적용한다.

Fig. 1에 보이는 바와 같이, 노즐 내·외부의 유동특성을 해석하기 위한 계산영역(computational domain)은 노즐 출구를 기점으로 하여 후류방향(x)으로 노즐출구지름의 20배, 높이방향(y)으로 10배의 크기이다. 격자계는 ANSYS ICEM-CFD[11]를 이용하여 생성하는 약 200,000개의 사변형(quadrilateral) 정렬(structured) 격자로 이루어지며, 유동특성의 급격한 변화가 예상되는 노즐의 목과 벽면 그리고 노즐출구면 근처에서 밀집되어 있다. 본 수치해석에서 고려되는 노즐은 고고도 혹은 우주공간에서의 작동을 목표로 설계된 하이드라진 추력기의 비행모델을 지상연소시험평가용으로 수정한 것으로, 노즐목 반경 7.62 mm, 노즐 총 길이 51.16 mm 그리고 1:10의 목-출구 면적 팽창비를 갖는 축대칭 형상이다.

한정된 컴퓨터자원 및 시간으로 효율적인 해석을 하기 위해, 작동유체는 이상기체로, 유동은 정상상태(steady state)로 가정하며, 외력은 고려되지 않는다. 노즐 벽면에는 점착(no slip)과 단열(adiabatic) 조건을, 외부경계(external boundary)에는 표준대기 조건을 경계조건으로

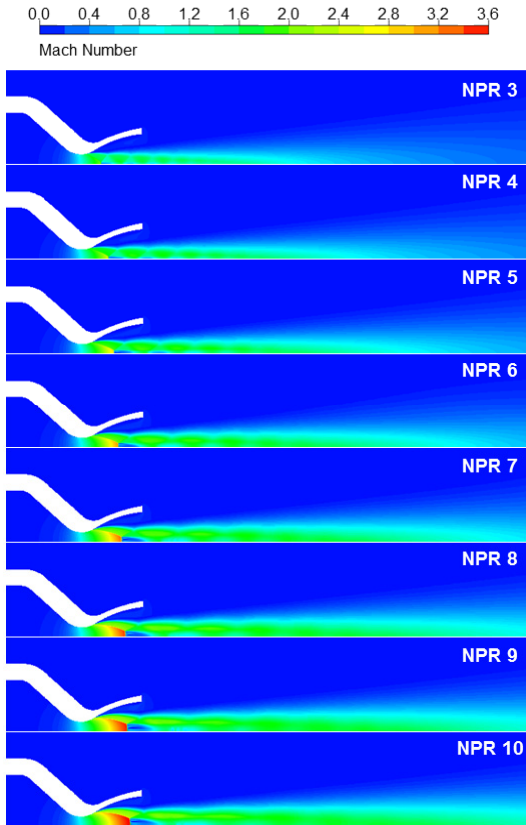


Fig. 2 Mach contours of the thruster nozzle at various NPR's.

부여한다. 연속체역학(continuum mechanics)의 가정이 성립하는 한계 내에서 배압의 영향을 고찰하는 방법으로, 노즐 입구와 출구(외기)의 압력비로 정의되는 노즐압력비(NPR: nozzle pressure ratio, p_t/p_a)를 3.0부터 10.0까지 변화시킨다.

초음속 노즐의 난류유동을 해석하기 위하여 2-equation RANS 모델인 k- ω SST (Shear Stress Transport)[12] 난류모델을 사용한다. Menter가 제안한 SST 모델은 난류 운동에너지(turbulent kinetic energy, k)와 난류 소산률(turbulent dissipation rate, ω) 수송방정식들로 구성되어 있으며, 아래의 Eq. (6,7)에 기술된다. 이 모델은 k- ϵ , k- ω 모델을 혼합한 것으로 경계층영역 내에서는 Wilcox의 k- ω 모델을, 그 외부 및 혼합 영역에서는 k- ϵ 모델을 사용한다[13,14]. 특히 벽면근

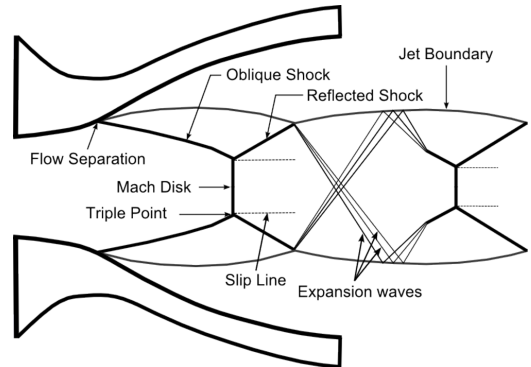


Fig. 3 Shock structure of the thruster nozzle at NPR = 7.

처 유동을 잘 묘사하는 SST 모델은 몇몇 RANS 모델들 중에서 초음속 노즐유동을 해석하는데 가장 적합한 것으로 선행연구를 통하여 판별된 바 있다[2].

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k + S_k \quad (6)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \quad (7)$$

3. 수치해석 결과

전술한 계산격자 및 해석기법으로 노즐압력비 변이에 따라 과대팽창 노즐유동을 해석한 결과의 등 마하선도(mach contour)를 Fig. 2에 도시한다. 압력비가 증가함에 따라 노즐 중심부에 형성된 마하디스크(mach disc)의 위치가 점차 하류로 이동하고 그 크기가 커지는 것이 확인되며 최대 마하수(mach number) 또한 증가하는 현상도 관찰된다. 전반적으로 유동은 노즐 목(throat)을 지나면서 초음속으로 가속되고, 중심부의 마하디스크를 통과하면서 아음속으로 급격히 감속되며, 경사충격파(oblique shock)를 지나서 유동은 감속은 되나 여전히 초음속 상태를 유지하고 있다는 사실도 확인할 수 있다.

노즐유동에서 나타나는 현상들에 대한 세밀한

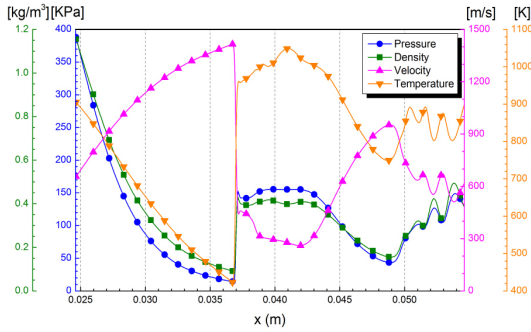


Fig. 4 Distribution of various flow properties on the nozzle axis at NPR = 7.

관찰을 위해 노즐압력비 7에서의 충격파 구조, 유동 박리점, 그리고 제트 경계면(jet boundary)을 Fig. 3에 나타내고, 대칭축 상에서 유동방향으로의 물성치 변화를 Fig. 4에 도시한다.

초음속 팽창의 영향으로 유동의 압력이 대기압보다 상당히 낮아지는 벽면부에서 역압력 구배에 기인하는 유동박리와 경사충격파가 발생하게 되고, 이후의 유동은 벽면에서 완전히 떨어지게 된다. 형성된 경사충격파는 노즐 중심부에서 마하디스크와 만나게 되고, 삼중점(triple point)에서 반사되어 반사충격파(reflected shock)를 생성한다. 재차 형성된 충격파는 제트 경계면에서 팽창파(expansion wave)로 변화하고, 이후 팽창파들이 반사하면서 다시 모여 일련의 압축파(compression wave), 혹은 충격파를 재형성한다 [15-17]. 이상과 같은 현상이 반복되어 나타나면서 과대팽창노즐에서의 전형적인 shock diamond 패턴이 Fig. 3에서와 같이 만들어지게 된다. 충격파를 지나면서 유동의 온도, 압력, 밀도가 급격히 증가하고 속도는 급락한 후, 후방에 위치한 팽창파와 반사파를 거치면서 열유동의 물성치들이 증감을 거듭하나 마하디스크를 통과할 때처럼 급변하지 않고 다소 서서히 바뀌는 것을 Fig. 4에서 확인할 수 있다.

노즐 대칭축 위에서의 마하수 분포를 Fig. 5에 나타낸다. 그림에서는 노즐출구의 위치를 구별하기 용이하도록 노즐 중심축을 따른 좌표(x)를 노즐입구부터 출구까지의 거리(x_1)로 무차원화 하였다. Fig. 6은 노즐 내부에서의 마하수 분포를

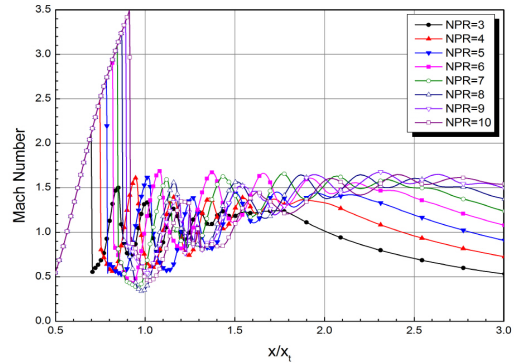


Fig. 5 Mach number distribution along the nozzle centerline.

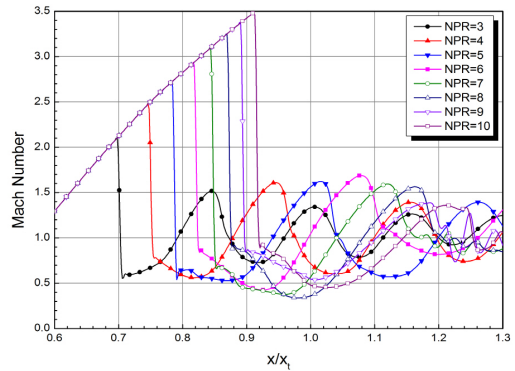


Fig. 6 Mach number distribution along the nozzle centerline inside the nozzle.

상세히 관찰하기 위해 축의 범위를 노즐주위로 한정하여 다시 도시한 것이다. 전술한 바와 같이 압력비가 증가할수록 최대마하수가 증가하는 것이 그림에서 관찰된다. 마하수가 급감하는 위치는 유동이 마하디스크를 지나는 지점이며, 그 위치가 후류로 조금씩 밀려나는 것으로부터 NPR이 커질수록 마하디스크의 위치가 노즐 출구방향으로 차츰 밀려나고 있다는 것을 확인할 수 있다. 또한 급락 이후 나타나는 대칭축 마하수의 증감 파형(wave pattern)이 중심축을 가로지르는 충격파와 팽창파의 정확한 위치를 가늠할 수 있게 한다.

노즐유동에 의해 발생하는 총 추력은 운동량 및 압력차에 의한 기여항으로 구분될 수 있으며 그 식은 다음과 같다[18].

Table 1. Variation of the thrust performance according to NPR's.

NPR	Contribution by		Total Thrust (N)
	Momentum	Pressure	
3	8.23915	-0.56804	7.67111
4	11.39217	-0.10341	11.28876
5	16.24828	-1.17348	15.07480
6	19.79341	-0.91131	18.88211
7	22.81690	-0.12097	22.69593
8	25.25583	1.32076	26.57659
9	27.92816	2.48645	30.41461
10	31.03218	3.08907	34.12124

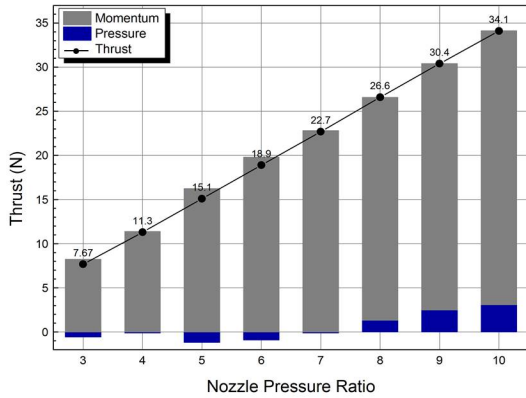
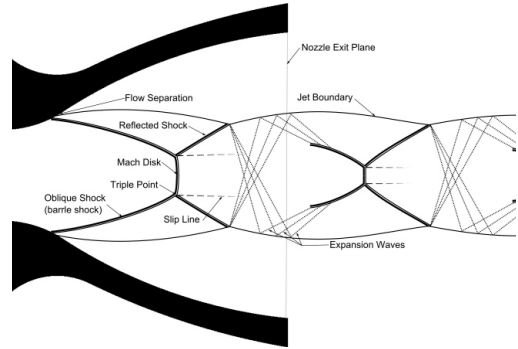


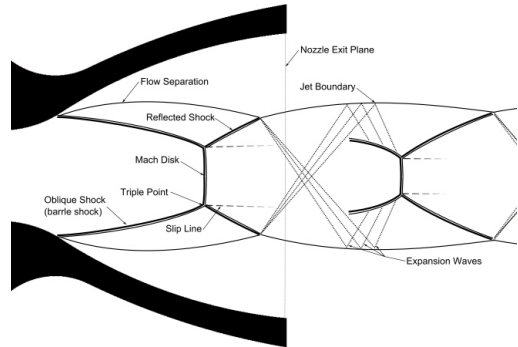
Fig. 7 Thrust performance according to nozzle pressure ratio.

$$\tau = \dot{m}u_e + (P_e - P_a)A_e \quad (8)$$

Table 1은 전술한 노즐압력비에 따라 계산된 추력성능을 기여항을 구분하여 정리하고 있으며, Fig. 7은 이를 그래프로 도시하고 있다. 노즐압력비의 증가는 질량유속과 노즐출구면 유동의 평균속도를 증대시켜 운동량 변화율에 의한 총 추력 기여분을 항상 증대시키는 결과를 낳는다. 그러나 압력차에 의한 추력 기여분의 경우, 제트 경계면 내에서 생성되어 노즐 출구면을 지나가는 팽창파, 혹은 압축파의 구조에 따라 그 부호를 달리하게 되므로 총추력을 증가시키거나 감소시킬 수 있다. Fig. 7에 보이는 결과에 의하면, 노즐 출구면이 팽창파 후류에 의해 점유되는 NPR = 3~7의 경우에 압력항에 의한 총추력 기여분은 음의 값을 보이고, 마하디스크가 뒤로 밀려 반사



(a) NPR = 6



(b) NPR = 8

Fig. 8 Shock structure of the thruster nozzle.

충격파의 후류가 노즐 출구면의 대부분을 점유하게 되는 NPR = 8, 9, 10의 경우에는 단조증가하는 양의 값을 보이게 된다. NPR = 7 이하에서 나타나는 음의 추력 기여분은 출구면을 점유하는 팽창파 후류부와 그 팽창파가 제트 경계면에서 반사되어 나타나는 압축파 후류부가 노즐 출구면을 점유하는 비율에 따라 그 크기가 결정되므로 단조로운 증감특성을 갖지는 않는다.

노즐압력비에 따른 노즐내부 충격파 구조의 종속성을 확인하기 위해 NPR = 6와 NPR = 8인 경우의 충격파 구조를 Fig. 8에 비교, 도시한다. 노즐압력비가 6에서 8로 증가함에 따라, 유동박리점이 후류로 밀려나고, 마하디스크의 크기가 커지며 실효팽창비가 약간 회복되는 현상이 그림에서 확인된다. 여기서 주목할 만한 점은 노즐출구면 직전의 충격파 구조인데, NPR = 6인 경우는 다발의 팽창파가 존재하지만 NPR = 8의

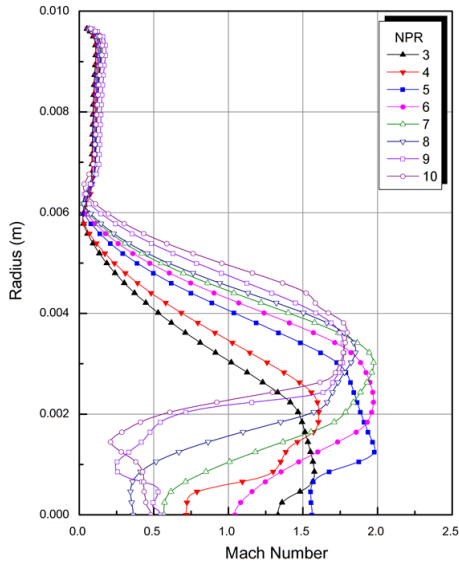


Fig. 9 Mach number distribution on the exit plane at various NPR's.

경우에서는 마하디스크가 존재한다는 사실이다. 마하디스크를 지나며 아음속으로 감속된 노즐유동은 압력비 6에서는 팽창파를 거치며 노즐출구 지점에서 충분히 속도를 회복하지만, 압력비 8의 유동은 강력한 수직충격파로서의 마하디스크를 지난 직후에 노즐 출구면을 통과하게 되어 미처 유속을 회복하기는 불가능해 보인다.

Fig. 9는 노즐압력비 변이에 따른 노즐 출구면에서의 마하수 분포를 보이는 그림으로, NPR = 7 이상인 경우, 마하디스크의 영향으로 출구면 중심부의 유동이 아음속인 것에 반해, 압력비가 상대적으로 작은 유동의 경우에는 팽창파의 영향으로 유동의 속도가 초음속으로 회복된 것을 관찰할 수 있다. 주목할 만한 경우로, 노즐압력비가 4일 때 중심부가 아음속의 값을 갖게 되는데, 이는 노즐 출구면 직전에 위치하게 되는 두 번째 마하디스크의 영향으로 중심부 유동이 심하게 압축되기 때문이다.

4. 결 론

과대팽창이 발생하는 초음속 노즐에서 노즐압

력비가 충격파 구조와 추력성능에 미치는 영향을 규명하기 위해 수치모사를 수행하였다.

노즐압력비의 증가는 일반적으로 추력성능을 향상시키고, 노즐 내부에 위치하는 충격파와 유동박리점을 노즐 출구방향으로 밀어내며, 첫 번째 생성되는 마하디스크의 크기를 증대시킬 뿐만 아니라, 노즐 출구면에서의 제트 경계를 확대시킨다.

노즐압력비 변이가 유발하는 노즐내부 충격파 구조의 변화는, 제트 경계면 내에서 노즐 출구면을 차지하는 압축유동, 혹은 팽창유동의 점유율을 변화시켜 총 추력을 구성하는 운동량 기여분과 압력항 기여분의 크기에 직접적인 영향을 미친다.

노즐압력비가 커질수록 총 추력은 질량유속 증가에 의한 운동량 기여분의 영향으로 단조증가하나, 압력차 기여항의 양(positive)과 부(negative)는 노즐 출구면에 걸치는 유동구조에 종속하게 된다. 주어진 노즐압력비에서 얻을 수 있는 총 추력의 최대화를 위해서는 노즐 출구면에 걸치는 유동구조를 고려하여 노즐 형상(nozzle contour)을 설계해야 한다.

후 기

이 논문은 2012학년도 부경대학교의 지원을 받아 수행된 연구임 (PK-2012-68).

References

1. Sutton, G.P., *History of Liquid Propellant Rocket Engines*, AIAA, Reston, V.A., U.S.A., 2006.
2. Kam, H.D. and Kim, J.S., "Assessment and Validation of Turbulence Models for the Optimal Computation of Supersonic Nozzle Flow," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 17, No. 1, pp. 18-25, 2013.

3. 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.
4. Kwon, S.D., Kim, S.C., Kim, J.S. and Choi, J.W., "Computation of Two-dimensional Nozzle Flow with the Variation of Pressure and Length Ratios," *Journal of the Korean Society of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 35, No. 4, pp. 281-286, 2007.
5. Jung, H., Kim, J.H., Kim, J.S. and Bae, D.S., "Pulse-mode Response Characteristics of a Small LRE for the Precise 3-axes Control of Flight Attitude in SLV," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 17, No. 1, pp. 1-8, 2013.
6. ANSYS Fluent User's Guide 14.5, ANSYS Inc., 2012.
7. Patankar, S.V., *Numerical Heat Transfer and Fluid Flow*, McGRAW-HILL, New York, N.Y., U.S.A., 1980.
8. ANSYS Fluent Theory Guide 14.5, ANSYS Inc., 2012.
9. Chen, Z.J. and Pezekwas, A.J., "A Coupled Pressure-based Computational Method for Incompressible/Compressible Flows," *Journal of Computational Physics*, Vol. 299, No. 24, pp. 9150-9165, 2010.
10. Leer, B.V., "Flux Vector Splitting for the Euler Equations," *Lecture Notes in Physics*, Vol. 170, pp. 507-512, 1982.
11. ANSYS ICEM CFD User Manual 14.5, SAS IP Inc., 2012.
12. Menter, F.R., "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," *AIAA*, Vol. 32, No. 8, pp. 1598-1605, 1994.
13. Wang, W., Gao, J., Shi, X. and Xu, L., "Cooling Performance Analysis of Steam Cooled Gas Turbine Nozzle Guide Vane," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 62, pp. 668-679, 2013.
14. Dalbello, T., Georgiadis, N.J., Yoder, D.A. and Keith, T.G., "Computational Study of Axisymmetric Off-Design Nozzle Flows," *NASA TM-2003-212876*, 2003.
15. Kam, H.D., Kim, J.S. and Bae, D.S., "Performance Analysis and Configuration Design of the Thruster Nozzle for Ground-firing Test and Evaluation," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 16, No. 2, pp. 10-16, 2012.
16. John, J.E. and Keith, T.G., *Gas Dynamics*, 3rd Ed., Pearson Education, Upper Saddle River, N.J., U.S.A., 2006.
17. Kam, H.D., Choi, H.A., Jung, H., Seo, H.S. and Kim, J.S., "Shock Structure and Thrust Performance Analysis of the Thruster Nozzle for Ground-firing Test," *2013 Korean Society of Propulsion Engineers Spring Conference*, Busan, pp. 472-476, May. 2013.
18. Hill, P.G. and Peterson, C.R., *Mechanics and Thermodynamics of Propulsion*, 2nd Ed., Prentice Hall, Upper Saddle River, N.J., U.S.A., 2010.