

Research Paper

DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2021.25.3.001>

추력이 최적화된 노즐의 초음속 유동에 대한 노즐벽 초기 및 출구각도의 영향

전태준^a · 박태선^{a,*}

Effect of Nozzle Initial and Exit Wall Angles on Supersonic Flow Field in a Thrust Optimized Nozzle

Tae Jun Jeon^a · Tae Seon Park^{a,*}

^a*School of Mechanical Engineering, Kyungpook National University, Korea*

**Corresponding author. E-mail: tsparkjp@knu.ac.kr*

ABSTRACT

Effects of the nozzle wall angles on the supersonic flow field in a thrust optimized nozzle were numerically investigated. The combustor and operating condition of 30-tonf rocket engine was selected to study the optimum nozzle shape. The nozzle flow of combustion products was realized by the shifting equilibrium calculation for the propellant of kerosene-LOx. The change of nozzle wall angles induced different developing patterns of the internal and secondary shock wave. The optimum nozzle was obtained when the internal shock was in a specific position at the nozzle outlet. The nozzle wall angles of the optimum nozzle were very similar to those of the optimum nozzle which does not consider the shock wave.

초 록

추력이 최적화된 노즐의 초음속 유동장에 대한 노즐벽면각도의 영향이 수치해석적으로 조사되었다. 30톤급 로켓엔진의 연소기와 작동조건이 최적노즐형상을 조사하기 위하여 선택되었다. 연소생성물의 노즐유동은 케로신-액체산소의 이동평형계산에 의해서 구현되었다. 노즐벽면 각도의 변화는 내부충격파 및 2차 충격파의 발달형태를 다르게 유도하였다. 내부충격파가 노즐출구에서 특정위치에 있을 때 최적노즐이 얻어졌다. 최적노즐에 대한 노즐벽면 각도들은 충격파를 고려하지 않고 얻어진 최적노즐 형상과 매우 유사하게 얻어졌다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Optimum Nozzle(최적노즐), Internal Shock(내부 충격파), Nozzle Angle(노즐각도), Specific Impulse(비추력)

1. 서 론

Received 15 January 2021 / Revised 24 February 2021 / Accepted 1 March 2021
Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

노즐 형상의 최적화는 동일한 작동조건에서
최대한의 추력성능을 얻도록 형상을 결정하는

것이다. 대표적인 노즐 설계기법에는 TIC (Truncated Ideal Contoured), TOC (Thrust Optimized Contoured), TOP (Thrust Optimized Parabolic) 및 CTIC (Compressed TIC) 방법이 있다[1-4]. 이 중에서 TOC노즐[2]은 특성방정식의 해를 이용하여 유동의 박리가 없는 가스팽창 유동의 해를 구하여 최대추력을 구현하는 노즐로서 동일한 추력을 얻어내기 위해 15도 원추형 노즐을 사용하는 것 보다 60%정도 짧게 할 수 있는 장점이 있다. 따라서 로켓, 미사일, 인공위성 자세제어 추력기의 최적노즐형상에 일반적으로 사용되고 있다.

일반적으로 노즐설계에는 비점성 또는 등엔트로피 유동에 대한 해를 이용한다. 그렇지만 실제 조건에서는 노즐벽면에 마찰저항이 존재하고 연소반응에 따른 가스조성의 변화 및 열전달에 의해 유동특성이 변하게 된다. 이러한 특성은 과거의 노즐해석 방법에서는 고려하기 어렵고 CFD 방법을 활용하는 것이 타당하다. Vuillermoz 등[5]은 CFD 해석결과를 이용하여 노즐길이 증가할 경우 마찰저항에 의한 비추력손실이 선형적으로 증가하는 특성을 제시하였다. 이것은 벽면근처의 마찰저항에 관계되지만 벽면 경계층 분석을 통한 노즐형상효과는 검토되지 않았다. Cai 등[6]은 점성에 의한 마찰손실과 화학반응이 고려되며 최적형상을 얻을 수 있는 알고리즘을 사용하는 CFD 해석을 수행했다. 그들은 기존 TOC 형상과 점성과 반응이 고려된 새로운 최적형상에 대해 추력계수의 변화를 살펴보고 새로운 최적형상에서 점성에 의한 추력계수의 손실이 최소화되는 것을 보여주었다. Kim 등[7]은 마이크로 고체추진 추력기에서 노즐의 열전달이 존재할 때 노즐부 형상이 직선인 노즐의 최적팽창각도에 대한 연구하였다. 팽창각도가 증가함에 따라 추력은 증가 후 다시 감소하는 경향을 보여주었다. 평면노즐에서는 축대칭 노즐보다 낮은 팽창각도에서 최대 추력성능이 얻어지고 점성과 열손실에 존재하면 최적팽창각도가 증가되는 것을 보여주었다. 이러한 연구들처럼 다양한 조건의 로켓노즐에 대해 최적형상 조건이 제시되었지만 노즐내부 유동의 특징과 추력성능 변화

의 관계를 살펴본 연구는 거의 없는 실정이다. Sutton and Biblarz[12]에 의하면 노즐의 추력은 유량과 출구에서 축방향속도와 압력에 의해서 결정된다.

$$F_t = \dot{m}U_e + (P_e - P_{amb})A_e \quad (1)$$

U_e , P_e , A_e , P_{amb} 는 각각 출구에서의 주유동속도, 압력, 출구면적, 주변 압력을 나타낸다. 질량유량은 $\dot{m} = \rho_e U_e A_e$ (ρ_e 는 출구밀도)로 얻어진다.

주어진 조건에서 노즐형상을 최적화할 때 질량유량은 고정된 조건이기 때문에 노즐형상에 변화에 직접적인 관계가 없지만 출구에서 속도 및 압력분포는 노즐형상에 매우 민감하게 변할 수 있다. 이상적인 노즐(ideal nozzle)은 내부에 충격파가 없고 균일한 축방향 속도분포를 가지는 등엔트로피(Isentropic) 유동을 만드는 형상조건을 가진다. Fig. 1에서 보면 노즐형태에 따라 유동분포가 매우 다르게 나타나고 있고 추력을 최대화하고자 하는 TOC와 TOP노즐의 경우 노즐내부에 충격파가 발생하는 특징이 있음을 알 수 있다. 특히 TOP의 경우 벨형 노즐의 일반적인 형상으로 내부유동의 변화특성과 추력과의 관계에 대한 연구가 매우 부족한 실정이다. 따라서 내부유동의 변화와 노즐형상의 관계를 살펴보는 것은 최적노즐형상을 이해하는데 매우 의미있는 것으로 생각할 수 있다. 본 연구에서는 추력이 최적화된 TOP 노즐에 대해 노즐형상 변수에 따른 노즐내부의 초음속 유동장의 변화를 살펴보고자 한다.

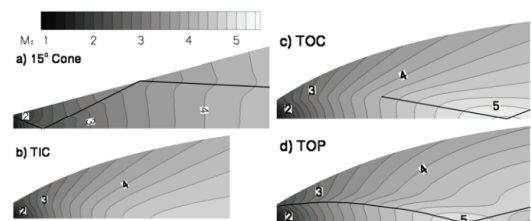


Fig. 1 Mach distributions in different nozzles[13] (The thick line represents the internal shock).

2. 수치해석 방법

2.1 해석영역

최적노즐에 대한 노즐형상조건의 변화를 살펴 보기 위해서는 적절한 노즐형태가 선택되어야 한다. 여러 노즐설계 방법중에서 TIC와 TOC노즐의 경우 미분방정식에 대한 해석결과를 이용하기 때문에 다양한 형태로 노즐형상을 변화시키는 것은 다소 어려움이 존재한다. Kim 등[9]에 의하면 Rao[2]의 TOC노즐은 3차방정식의 형태로 근사할 수 있다. 이러한 노즐형상을 TOP노즐이라 한다. TIC와 TOC노즐은 추력이 최적화된 한가지 형상을 얻어내는 방법이기 때문에 노즐형상 연구에는 적절하지 않는 방법으로 생각된다. 그렇지만 노즐형상에 3차방정식과 같은 대수방정식을 이용할 경우 노즐벽 초기각도와 출구각도를 변화시킴으로서 초기각도가 작은 TIC노즐과 초기각도가 큰 TOC노즐을 근사적으로 표현할 수 있는 장점이 있다. 본 연구에서는 Kim 등[9]의 연구를 토대로 추력 30톤 엔진의 노즐형상이 선택되었다. 노즐팽창비가 12이며 원추형 노즐의 80%에 해당하는 노즐길이(L_n)를 가지고 있다. Fig. 2에서 보는바와 같이 노즐형상은 변곡점(N), 출구점(E)에서 좌표값, 노즐벽 초기각도(θ_i , nozzle initial wall angle) 및 노즐벽 출구각도(θ_e , nozzle exit wall angle)를 이용한 3차방정식에 의해서 결정된다. 노즐벽 초기각도는 노즐목 이후 노즐벽면의 반경방향 기울기를 나타내고 출구각도는 노즐출구벽의 기울기를 나타낸

다. 변곡점 N은 노즐목 이후의 원형곡선에서 노즐벽 초기각도의 기울기가 같아지는 지점입니다. θ_i 의 변화에 따라서 다른 위치가 얻어진다. 노즐형상 결정에 대한 자세한 정보는 참고문헌[9]에서 확인할 수 있기 때문에 생략하기로 한다.

노즐목과 노즐출구 사이의 형상이 TOP형태로 결정된다면 노즐형상을 결정하는 주된 변수는 노즐벽면의 기울기에 해당하는 각도들인 θ_i 와 θ_e 이다. 이것을 근거로 노즐벽 초기각도는 $\theta_i = 22^\circ \sim 32^\circ$ 의 범위에서 11개가 선택되었고 노즐벽 출구각도는 $\theta_e = 5^\circ \sim 15^\circ$ 에서 11개가 선택되어 121개 형상에 대한 노즐 유동장 분석이 수행되었다.

2.2 지배방정식

실제 작동조건에서 노즐내부의 유동은 3차원이지만 노즐의 형상설계와 관련된 해석은 정상 유동의 축대칭 해석이 일반적이다. 따라서 본 연구에서도 2차원 축대칭 해석이 적용되고 노즐내부 연소유동과 관련된 지배방정식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial(\rho U_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho U_i U_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\mu \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \overline{\rho u_i' u_j'}) \quad (3)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_j h) = U_j \frac{\partial P}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\lambda + c_p \frac{\mu}{Pr_t} \right) \frac{\partial T}{\partial x_j} \right] \quad (4)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} (\rho Z U_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_Z} \right) \frac{\partial Z}{\partial x_j} \right] \quad (5)$$

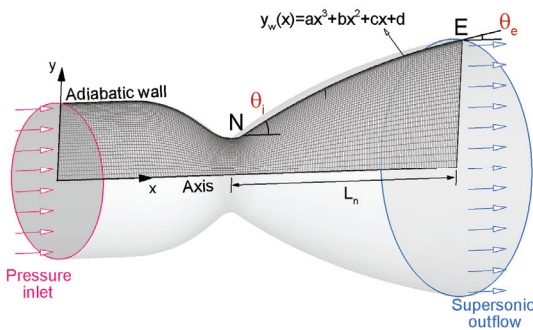


Fig. 2 Computational domain.

여기서 ρ , U_i , P , μ , h , λ , c_p , Pr , T , $\overline{\rho u_i' u_j'}$, Z 등은 각각 밀도, 속도 성분, 압력, 점성계수, 엔탈피, 열전도계수, 정압비열, 프란틀 수, 온도, 레이놀즈응력, 혼합분율이다. μ_t 는 와점성계수이고 Pr_t 와 σ_Z 는 난류프란틀수와 난류슈미트수로 0.85로 선택하였다.

난류모델은 점성저층까지 적용할 수 있는 $k-\omega$ 모델을 선택하였고 난류 운동에너지와 소산율의 수송 방정식들은 다음과 같다.

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k U_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k - Y_k + S_k \quad (6)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \omega U_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + P_\omega - Y_\omega + S_\omega \quad (7)$$

P_k , P_ω , Y_k , Y_ω , S_k , S_ω 은 각각 난류 운동에너지와 난류 소산율의 생성항, 소산항, 소스항을 나타낸다. σ_k , σ_ω 은 모델상수이다.

노즐내부에서는 일반적인 추진제인 케로신-산소의 연소반응을 고려한다. 케로신의 경우 물성과 자세한 화학반응이 잘 알려져 있지 않다. 따라서 74% n-dodecane, 15% n-propylbenzene, 11% n-propylcyclohexane의 혼합물로 생각하였다. Wang 등[10]의 106개의 화학종과 382개의 반응식을 이용하여 대체 혼합물과 액체산소의 연소반응이 처리되었다.

본 연구에서 노즐 내부의 연소유동은 ANSYS Fluent 13.0[11]의 층류화염편모델(Laminar flamelet model) 기반의 이동평형(Shifting equilibrium) 해석에 의해서 결정된다. 일반적으로 층류화염편모델은 비평형효과가 고려되어지는 조건으로 4가지 변수들(Z , Z' , h , χ)에 의해 결정된다. 하지만 이동평형해석은 스칼라소산율(χ)과 혼합분율의 섭동(Z')이 0인 조건이기 때문에 혼합분율(Z)과 엔탈피(h)에 의해서 얻어진다. 따라서 노즐내부의 유동해석에 앞서 비단열조건에서 확률밀도함수에 의해서 압축성효과가 고려된 엔탈피와 혼합분율에 대한 Lookup table을 생성한다. 속도, 압력, 혼합분율과 엔탈피 등이 Eq. 2-5에서 얻어지면 Lookup table로부터 온도, 화학종들의 질량분율, 밀도 등이 계산되어진다. 이러한 과정을 통해 노즐내부 각각의 국부적인 조건에 맞추어서 평형상태의 해석이 수행되어진다.

연소유동의 해석조건은 KARI의 30톤급 엔진[8]의 작동 조건을 기반으로 압력과 온도 입구조건에 6 MPa와 혼합비 $O/F=2.4$ 에서 얻어진 연소온도 3634.5 K이 설정되었다. 연소 생성물의 점성계수, 열전도계수 및 확산계수는 kinetic theory 모델로 얻어진다[14]. 출구 경계조건은 초음속유동 조건이 적용되었고, 연소실과 노즐의

벽면 경계조건은 단열, no-slip조건이 선택되었다. 압력-속도 연계에는 Coupled 알고리즘이 이용되었고, 모든 수송 방정식에 2차 정확도의 풍상차분법이 적용되어 수렴 기준 10^{-6} 을 만족하도록 하였다.

2.3 타당성 검증

노즐내부 연소유동에 대한 층류화염편모델 기반의 이동평형 해석의 타당성 검증하기 위해서 연소온도 및 생성물, 난류 벽 전단응력, 압력 등의 축방향 변화를 Kim 등[8]의 결과와 Fig. 3에서 비교하였다. 연소모델의 차이에도 연소생성물과 온도가 서로 잘 일치하고 있다. 노즐유동을 해석하기 위한 격자계는 난류 점성저층의 특징이 해석될 수 있도록 벽면의 첫 번째 격자점이 $y^+ < 1$ 을 만족하도록 하였다. 다양한 예비해석을 통하여 $N_x \times N_y = 400 \times 100$ 의 해상도를 유지하도록 격자수를 선택하였다. Fig. 3에서 벽면전단응력

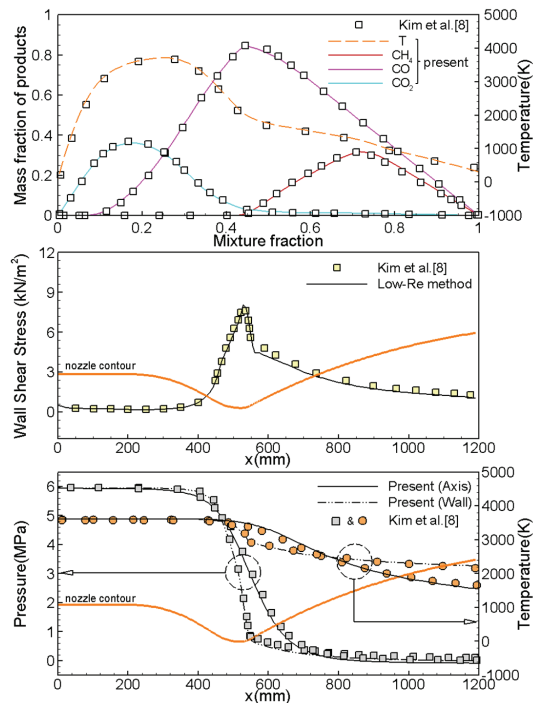


Fig. 3 Comparison of temperature, species, wall shear stress, pressure and temperature.

의 축방향 분포를 보면 벽면근처의 저레이놀즈 수 유동예측에 우수한 $k-\epsilon-f_\mu$ 모델을 이용한 Kim 등[8]의 결과와 현재의 해석이 잘 일치하고 있다. 또한 온도와 압력 분포 또한 좋은 일치를 보여주고 있다. 이러한 결과를 토대로 현재 연구에서 사용된 난류모델 및 연소모델 그리고 노즐유동의 해석방법이 타당한 것으로 판단할 수 있다.

3. 결과 및 토의

본 연구는 노즐형상변화에 따른 추력특성을 살펴보는 것이다. 로켓노즐은 연소실에서의 압력 및 내부에너지를 노즐유동을 통해서 주유동속도로 전환하여 추력을 생성한다. 그러므로 형상변화에 따른 노즐내부 유동구조의 변화특성을 살펴보는 것은 추력특성을 이해하는데 큰 의미가 있다.

초음속 노즐에서는 노즐목 이후 형상의 급격한 변화와 초음속유동에 의해서 내부충격파(Internal shock)가 발생되어진다[13]. 노즐형상 조건에 따라 노즐 내부 유동장이 어떤 형태를 보여주고 있는지를 살펴보기 위하여 Fig. 4에 SSME, RD-107 그리고 JPL 노즐에 대한 Ma수 분포를 나타내었다. 각 노즐의 자세한 형상조건 및 작동조건들은 Table 1에 나타내었다. JPL은 원추형 노즐이고 RD-107은 원호를 이용한 노즐이고 SSME는 cubic parabola로 얻어진다[9]. 그림에서 보면 노즐단면에서 반경방향 Ma수 변화가 급격하게 나타나는 영역이 있는데 Ostlund and Muhammad-Klingmann[13]에 의하면 이 영역을 내부충격파로 생각할 수 있다. 그림에서 회색선으로 표시된 부분으로, 노즐의 각 단면에서 Ma수와 밀도구배가 가장 큰 곳을 나타낸다. 4곳의 대표적인 x-위치에서 밀도구배 분포를 나타내었다. 노즐팽창비가 작은 원뿔형 JPL노즐에서는 내부충격파가 노즐목에서 축중심으로 발달하고

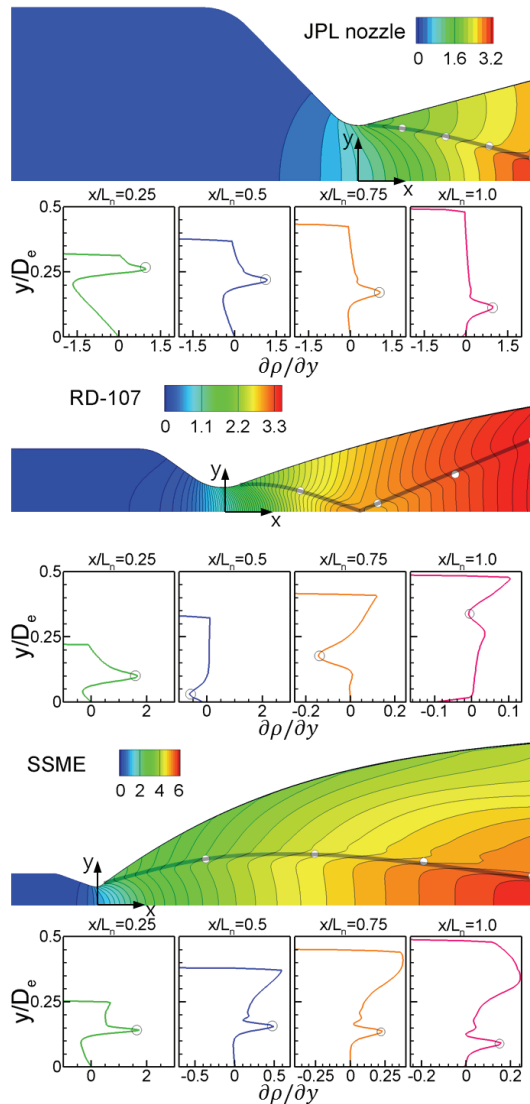


Fig. 4 Mach number contour and internal shock of JPL, RD-107, and SSME rocket nozzle.

Table 1. Nozzle geometry and operating conditions.

	JPL	RD-107	SSME
	<i>Air</i>	<i>JetA1 - O₂</i>	<i>H₂ - O₂</i>
θ_i	15°	20°	37°
θ_e		10°	5.3°
A/A^*	3.3	18.6	77.5
P_c	0.48 MPa	6.05 MPa	22.6 MPa
O/F	-	2.51	6.011
T_o	972 K	3657 K	3717 K
γ	1.4	1.11 ~ 1.2	1.11 ~ 1.29

있다. 또한 노즐형상이 매우 다른 종류의 SSME 노즐에서 JPL노즐과 비슷하게 내부충격파가 발달한다. 그렇지만 RD-107노즐의 경우 내부충격파가 노즐목에서 축중심으로 발달하고 다시 노즐벽면으로 2차 충격파가 발달하는 형태를 보여주고 있다. 그림에서 볼 수 있듯이 내부충격파의 축방향 발달경향은 노즐벽 초기각도와 노즐형상에 깊은 관계를 가지고 있다. 노즐벽 초기각도가 비슷한 JPL노즐과 RD-107노즐의 경우 노즐목에서 하류로 내부충격파가 거의 선형적으로 발달하는 경향을 보이지만 SSME노즐의 경우 곡선형태로 내부충격파가 발달하고 있다. JPL노즐과 RD-107노즐에 비해서 SSME노즐 형상이 고차함수의 곡선형상인 것과 무관하지 않은 것으로 판단된다. 이러한 노즐내부 유동 및 충격파 변화와 노즐형상과의 상관성은 최적의 추력을 발생하기 위한 노즐형상에 큰 영향이 있을 것으로 예상된다. 따라서, 본 연구에서는 노즐벽 초기각도와 출구각도의 변화에 대해서 내부유동의 변화를 정량적으로 살펴보기 위하여 Ma수 또는 밀도의 반경방향구배가 최대인 지점을 내부충격파로 정의하고 중심축에서 다시 반사되는 형태로 발달하는 충격파를 2차 충격파로 정의한다.

3.1 노즐벽 초기각도의 영향

중형노즐 형상을 특징짓는 2개의 대표적인 형상변수 중 노즐벽 초기각도의 영향을 먼저 살펴보기로 한다. Rao[15]에 의하면 노즐벽 출구각도의 최적값은 약 $5^{\circ} \sim 20^{\circ}$ 범위 내에 있는 것으로 확인된다. 이를 참고하여 나머지 형상변수인 노즐벽 출구각도를 10° 로 고정하여 설정하였다.

Fig. 5는 22° 에서 32° 로 2° 씩 증가되는 노즐벽 초기각도에 대해 노즐 내부 마하수 분포를 보여준다. Fig. 5(a)는 초기각도의 변화에 따른 노즐의 곡선 벽면을 나타낸다. 노즐벽 출구각도가 고정된 상태에서 초기각도의 증가는 노즐벽면 곡률을 증가시키고 노즐벽면이 반경방향으로 증가하는 효과가 있는 것을 확인할 수 있다. Fig. 5(b)는 각도변화에 따른 충격파의 발달경향과 출구면에서 충격파의 위치정의(y_{SS} , y_{IS})를 나타낸다. Fig. 5(c)에서 보는 바와 같이 초기각도

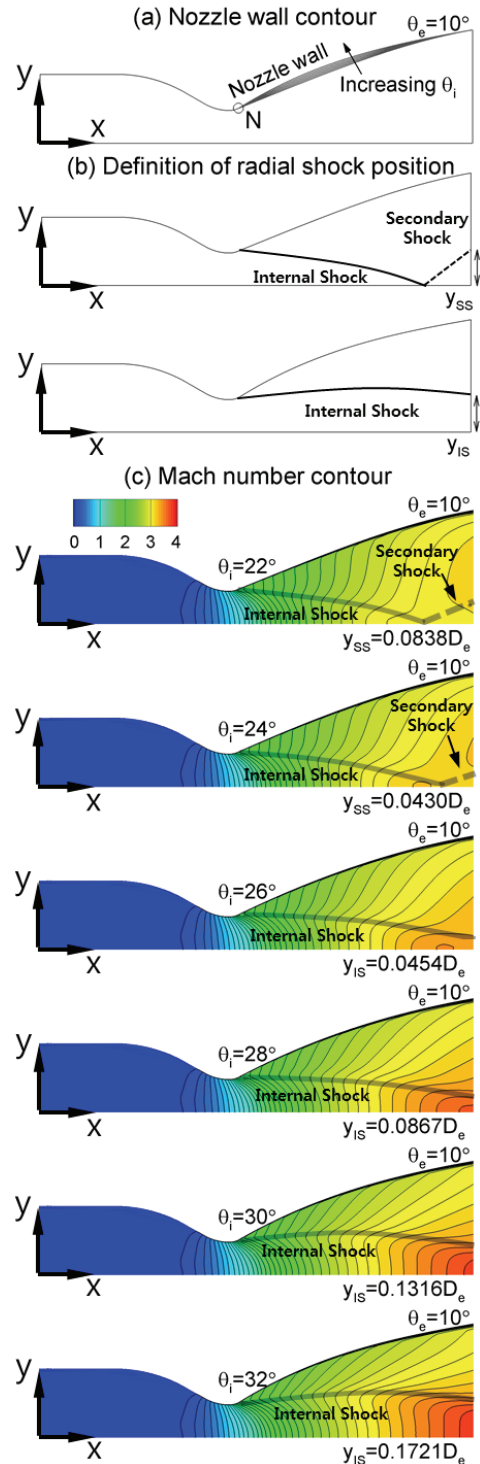


Fig. 5 Mach number contour and position of internal shock for variable nozzle initial wall angles.

증가에 따라 노즐목에서 발달된 내부충격파는 노즐출구로 빠져 나가고 있지만 초기각도에 따라 충격파의 발달과정이 다르게 나타나고 있다. 충격파의 위치 (y_{SS} , y_{IS})는 노즐출구직경 D_e 로 상대적인 크기로 표현되고 있다. 초기각도가 작을 경우 내부충격파는 노즐축 중심으로 발달하다가 축중심에서 반사되어 노즐벽면 쪽으로 2차 발달과정이 나타나지만 초기각도가 큰 경우 2차 충격파가 발생하지 않고 노즐출구면으로 발달하고 있다. 이러한 현상은 노즐목에서 노즐벽 초기각도가 클수록 노즐벽면의 곡률증가로 인해 내부충격파가 노즐벽면쪽으로 가깝게 발달하기 때문인 것으로 판단된다.

노즐벽 초기각도 변화에 따른 내부충격파 발달경향을 Fig. 6에 노즐출구에서 $\partial\rho/\partial y$ 분포와 충격파의 반경방향 위치로 살펴보았다. 노즐벽 초기각도가 증가함에 따라 $\partial\rho/\partial y$ 의 peak위치들은 감소하다 증가하는 경향을 보여주고 있다. Fig. 5의 Ma수 분포와 노즐출구에서 $\partial\rho/\partial y$ 의 peak가 되는 위치로부터 2차 충격파의 반경방향 위치를 y_{SS} 로 나타내었고 y_{IS} 는 내부충격파의 반경방향 위치를 나타낸다. Fig. 5에서 보았듯이 노즐벽 초기각도가 작을 경우 내부충격파와 2차 충격파가 발생하고 노즐벽 초기각도가 증가할수록 2차 충격파는 사라지고 내부충격파만 발달한다. y_{SS} 의 감소경향과 y_{IS} 의 증가경향이 노즐벽 초기각도에 거의 선형적인 변화를 보여주고 있다. 이러한 노즐내부 wave특성의 변화는 유동분포를 축중심부분과 노즐벽면 부분으로 구분되어지게 한다.

Figs. 5-6에서 확인된 노즐내부 유동 및 내부충격파의 변화는 Fig. 7에서 노즐 출구에서의 축방향속도, 반경방향속도, 온도와 압력의 반경방향 분포를 통해 확인할 수 있다. 노즐벽 초기각도가 다를 때 노즐출구에서 충격파의 반경방향 위치를 $\partial\rho/\partial y$ 분포를 이용하여 원형심볼로 나타내었다. 노즐출구에서 2차 충격파가 발생되는 22°와 24°의 경우 2차 충격파가 발생하지 않는 경우 보다 노즐출구의 중심부분에서 속도는 작고 온도와 압력은 높게 나타나고 있다. 일반적으로 노즐내부에서는 유체가 팽창되면서 온도와 압력

이 감소하고 속도에너지가 얻게 된다. 그림에서 보면 노즐벽 초기각도가 큰 경우 보다 작은 경우 출구에서 유체의 온도가 높게 나타나고 있는데 이것은 노즐내부에서 2차 충격파의 발생으로

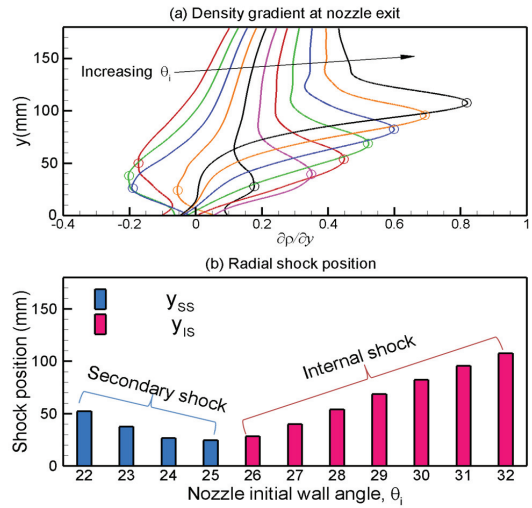


Fig. 6 Radial positions of internal and secondary shock at the exit.

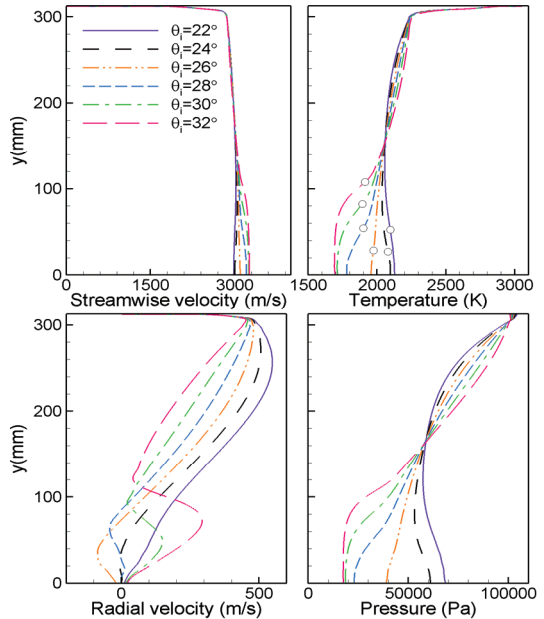


Fig. 7 Radial distributions of velocity components, temperature, and pressure on nozzle exit.

유체의 열에너지가 운동에너지로 적절하게 변환되지 않는 것을 의미한다. Fig. 8에서 노즐중심선상에서 2차 충격파가 발생하는 22° 와 2차 충격파가 발생하지 않는 32° 에 대한 온도와 마하수의 축방향 분포를 비교하였다. 충격파 발생 이전까지는 거의 비슷한 분포를 보여주지만 충격파가 발생하는 경우 가스유동의 팽창이 감소하여 온도는 높고 마하수는 감소하는 경향을 보여주고 있다. 또한, 내부충격파만 발생하고 노즐벽 초기각도가 클 경우 온도와 압력이 감소하고 있다. 32° 의 경우 이러한 팽창유동을 예상할 수 있지만 노즐벽면의 confinement 효과와 벽면 마찰 효과에 의해 유속의 증가는 노즐 중앙부분의 내부충격파 안쪽에서 대부분 발생하고 있다. 반경방향 속도분포를 보면 노즐벽 초기각도가 증가할수록 변화가 심하게 발생하고 있다. 이러한 유동변화에서는 추력의 정의 Eq. 1을 고려하면 노즐출구에서 평균속도가 최대일 때 최대추력이 얻어진다. 그러므로 노즐출구의 평균속도만을 고려할 때 초기각도의 증가는 가스팽창의 증가로 초기각도가 큰 경우 최대추력이 얻어질 수 있다. 그렇지만 원통형 형상의 특징으로 인해 평균유속의 증가는 $(1/A_e) \int_0^R 2\pi r U_e(r) dr$ 에 의해서 결정되기 때문에 노즐벽면 근처에서 축방향 속도가 증가하는 조건에서 최대 비추력이 얻어질 수 있다. 이러한 유동조건은 노즐내부의 충격파 발달 형태를 고려할 때 축중심에서 2차 충격파가 발달하지 않는 경우이다. 결과적으로 내부충격파의 발달특성이 최적노즐 형상조건을 결정하는데 큰 영향이 있다고 판단할 수 있다.

노즐내부 유동의 변화가 추력특성에 어떤 영

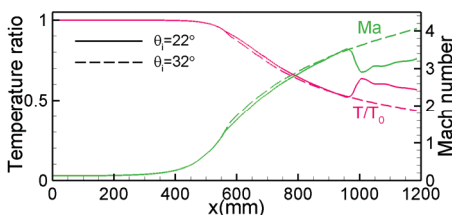


Fig. 8 Axial distributions of Mach number and temperature along the centerline.

향을 주는지 살펴보기 위해 비추력 변화를 통해 살펴보고자 한다. 추력을 추진체의 질량유량과 중력가속도(g)로 나눠주면 추진체의 단위 질량유량에 대한 추력성능을 나타내는 비추력이 얻어진다.

$$I_{sp} = \frac{F_t}{mg} = \frac{U_e}{\frac{g}{A}} + \frac{(P_e - P_{amb})A_e}{\frac{mg}{B}} \quad (8)$$

지상조건에서의 비추력은 $P_{amb} = 101325 Pa$ 로 얻어지고 고공조건에서는 $P_{amb} = 0 Pa$ 를 적용한다. Eq. 8로부터 비추력은 축방향속도와 압력에 의해서 결정되지만 기체의 상태방정식을 고려하면 $P_e = \rho_e R T_e$ 에 의해서 출구에서 밀도와 온도가 비추력에 간접적인 영향을 줄 수 있다. 일반적으로 노즐내부에서는 연소실의 고온고압 가스가 팽창 과정을 통해 압력이 감소되는 만큼 증가된 가스 속도로 에너지를 얻어내는데 A항이 이러한 유동변화를 나타낸다. B항은 노즐내부와 외부압력과의 관계에 의한 비추력의 변화를 나타낸다. 외부압력이 진공이 아닐 때 노즐출구의 압력이 주변보다 큰 $P_e > P_{amb}$ 인 경우 비추력을 증가시키지만 $P_e < P_{amb}$ 인 경우 비추력을 감소시킨다. 고공조건에서는 압력항은 비추력을 증가시키는 역할만 한다.

일반적으로 노즐부에서는 가스의 팽창에 의해서 속도에너지를 발생시키지만 팽창에 따른 압력감소가 수반된다. Fig. 7에서 확인할 수 있듯이 노즐벽 초기각도 증가에 따라 노즐 출구에서 압력 P_e 는 감소하고 평균출구속도 U_e 는 증가한다. 따라서 비추력식을 고려하면 압력항은 외부압력에 조건에 따라 비추력의 크기를 감소시킬 수도 있다. Fig. 9는 고공조건에서 초기각도 22° 에서 32° 의 변화에 대하여 Eq. 8의 비추력 식에서 속도에 관계된 A항 ($I_{sp,A}$)과 압력에 관계된 B항 ($I_{sp,B}$)에 의한 값들을 전체 비추력 값을 비교한 결과이다. 그림에서 보면 축방향속도에 의한 A항은 노즐벽 초기각도 증가에 따라 증가하는 경향을 보이다가 27° 에서 최대값을 보이고 다시 감소하는 경향을 보여주고 있다. 노즐벽 초기각

도 22°에서 32°의 변화에 0.73 s 비추력의 변화가 나타나고 있다. B항은 27°까지 거의 변화가 없었다가 27°를 지나면서 약하게 증가하는 형태가 0.38 s 범위내에서 나타나고 있다. A항과 B항이 합해진 전체비추력은 28°에서 최대 비추력 325 s가 얻어지고 있다.

Fig. 9에서 보여주었던 노즐벽 출구각도 10°로 고정했을 때 비추력이 최대가 되는 노즐벽 초기각도 28°에 대하여 CFD의 이동평형계산에 의한 중심축의 온도비, 압력비, 마하수 등의 분포를 등엔트로피 유동과 Fig. 10에 비교하였다.

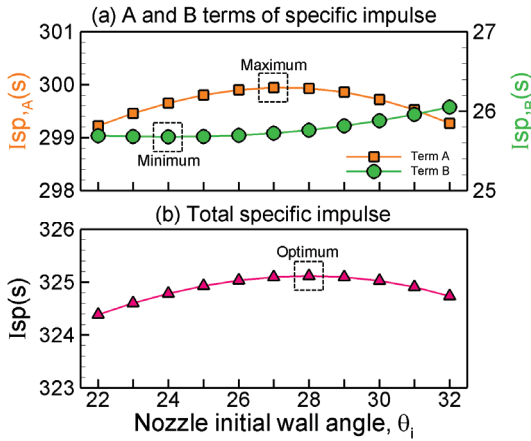


Fig. 9 Specific impulse for different nozzle initial wall angles.

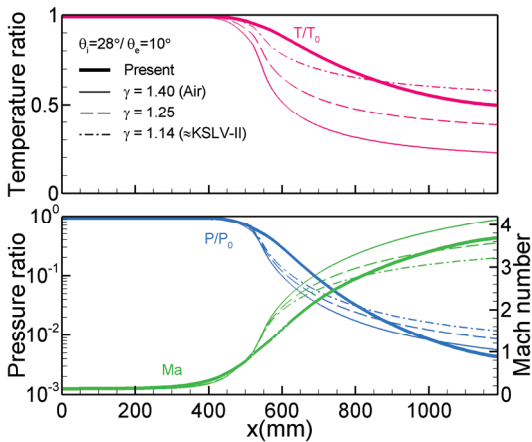


Fig. 10 Comparison of the present results along the centerline and isentropic nozzle flow.

노즐내부의 등엔트로피 유동은 다음에 의해서 얻어진다.

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{M} \left[\frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{(\gamma+1)}{2(\gamma-1)}} \quad (9)$$

$$\frac{P_o}{P} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{(\gamma-1)}} \quad (10)$$

$$\frac{T_o}{T} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \quad (11)$$

여기서 A , γ , M 은 각각 단면적, 비열비, 마하수를 나타낸다. 상첨자 *는 노즐목울, 하첨자 o는 입구조건을 의미한다.

연소반응 후에 얻어지는 고온의 가스는 일반적으로 비열비가 공기보다 작게 나타난다. 유체의 물성변화를 살펴보기 위해 비열비를 1.4, 1.25, 1.14로 선택한 등엔트로피 유동의 결과를 현재의 이동평형계산결과와 비교하였다. 일반적인 가스동역학적인 관점에서 이론적인 유동의 변화와 CFD결과와의 차이를 살펴볼 수 있다. 노즐목 이전의 온도, 압력, 마하수의 변화는 거의 비슷하지만, 이동평형계산과 다른 비열비 값을 이용한 등엔트로피 유동은 노즐목 이후 유동발달 과정이 매우 다르게 나타나고 있다. 이동평형 해석의 입구에서 얻어진 비열비 $\gamma=1.14$ 를 이용한 등엔트로피 유동의 온도, 압력, 마하수의 변화는 노즐목 이후 CFD결과와 차이가 크지 않은 범위 내에서 비슷한 결과를 보여주고 있다. 두 결과의 차이는 내부충격파와 벽면마찰효과의 차이로 인해 나타나는 것으로 생각된다.

Fig. 11은 가스의 물성이 변할 때 비추력에 대한 노즐벽 초기각도의 영향을 나타낸 것이다. Eq. 8에서 속도에 관계된 A항 ($I_{sp,A}$)과 전체비추력이 비교되었다. 절대값이 변하기 때문에 각각의 경우에 대한 최대 비추력 ($I_{sp,A}$)_{max}와 $I_{sp,max}$ 로 무차원화 하였다. 비열비가 1.4, 1.14로 일정한 조건과 국부적으로 다른 값을 가지는 이동평형 계산이 비교되었다. 결과를 보면 공기의 비열비인 1.4와 연소생성물 조건인 1.14를 상수로 가정해서 해석한 결과는 현저한 차이를 보이고 있다.

그렇지만 비열비가 1.14인 조건과 국부적으로 변하는 이동평형계산이 비추력변화를 예측하는데 심각한 차이가 발생하지 않는다는 것을 알 수 있다. 물론 해석마다 비추력의 절대값은 가스 물성값들의 변화로 차이가 있기 때문에 현재의 결과는 정성적인 변화를 파악하는데 활용하여야 한다.

3.2 노즐벽 출구각도의 영향

노즐벽 출구각도 변화에 따른 노즐내부 유동의 변화를 살펴보기 위하여 추가적인 해석이 진행되었다. Fig. 12에 노즐벽 출구각도가 5°, 7°, 9°, 11°, 13°, 15° 인 노즐에 대한 마하수 분포를 나타내었다. 노즐벽 초기각도는 출구각도가 10°로 일정할 때 비추력이 최대를 발생하는 조건인 28°로 고정하고 출구각도의 영향을 살펴보았다. 노즐벽 초기각도가 일정할 때 출구각도 변화에 따른 형상의 변화는 Fig. 12(a)에 나타내었다. 노즐벽 출구각도가 증가할수록 노즐벽의 반경이 감소하여 노즐내부 영역은 감소하는 형상의 특징을 가지는 것을 알 수 있다. Fig. 12(b)에서 보면 출구각도의 증가에 따라 내부충격파는 축중심에 가까워진다 (y_{IS} 가 감소). 일반적으로 노즐에서는 압력과 온도의 감소로 가스의 팽창과 유속의 증가가 얻어지는데 출구각도가 증가할수록

노즐반경이 감소되기 때문에 팽창유동의 감소로 인해 반경방향유동이 감소하게 된다. 이러한 유동변화로 인해서 노즐목에서 발달한 내부충격파가 노즐중심부에 빨리 도달하게 하는 것으로 판

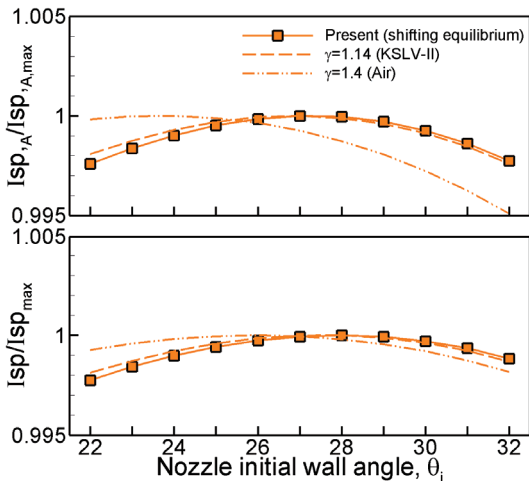


Fig. 11 Effect of the specific heat ratio on specific impulse.

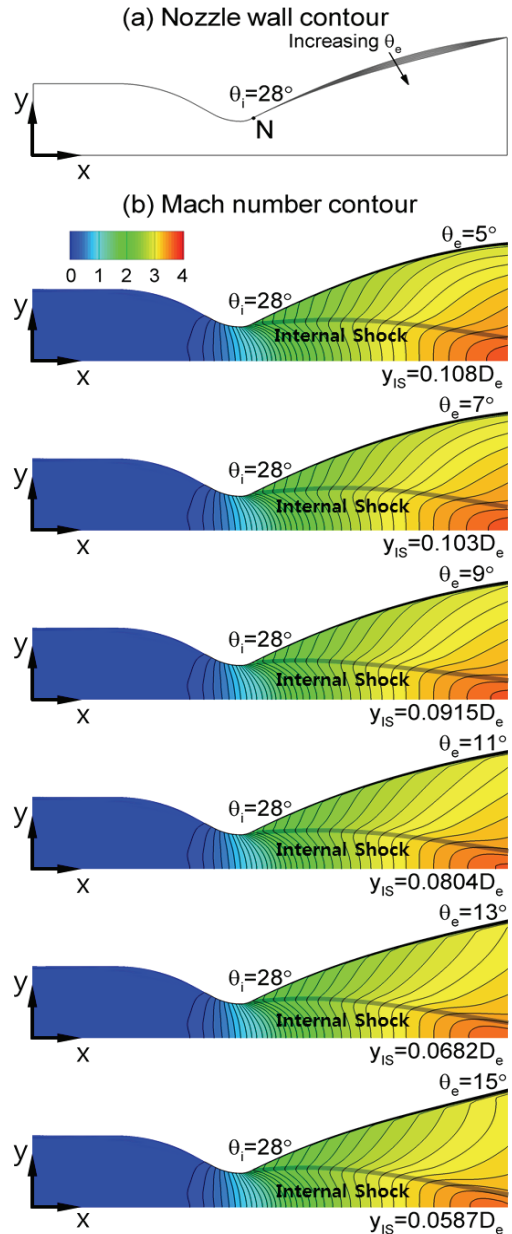


Fig. 12 Mach number contour and approximate position of internal shock for different nozzle exit wall angles.

단된다. Figs. 5-9에 나타내었듯이, 노즐출구에서 내부충격파는 축중심과 어느정도 반경방향으로 떨어져 있는 조건이 최적의 비추력을 발생시키는 형상조건이었는데, 출구각도 증가에 따른 유동 발달 경향은 최적의 비추력이 얻어지는 형상조건으로부터 멀어지는 조건이다.

Fig. 13은 앞서 계산된 해석결과를 토대로 출구각도 변화에 따른 비추력의 변화를 나타낸 것이다. 노즐출구에서 내부충격파의 위치가 $y_{IS} = 0.0915D_e$ 인 9° 에서 최적의 비추력을 보여주고 있다. 출구각도가 9° 보다 작은 경우 Fig. 12(a)

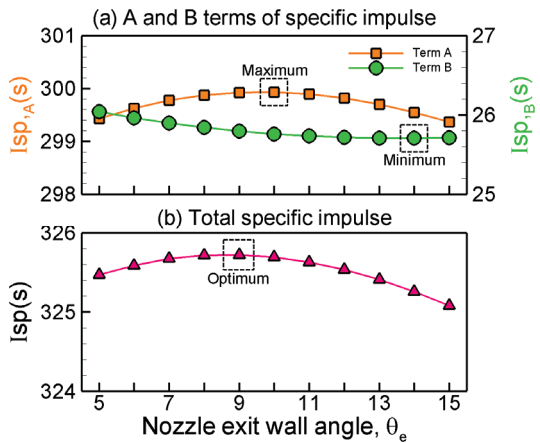


Fig. 13 Specific impulse for different nozzle exit wall angle.

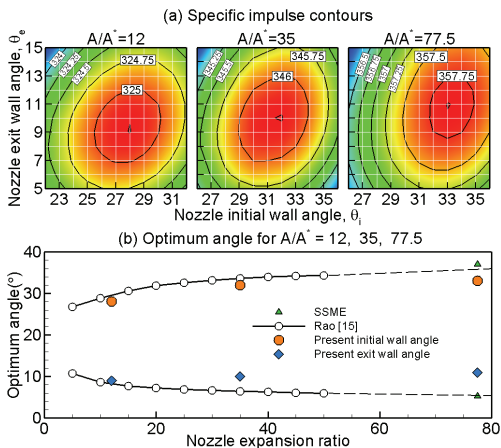


Fig. 14 Comparison of optimum nozzles for different nozzle expansion ratios.

에 나타난 것처럼 노즐반경의 증가로 최적의 조건보다 가스팽창이 증가되고 9° 보다 큰 경우 최적의 조건보다 가스팽창이 감소되어 노즐로부터 발생하는 속도에너지가 감소되는 것으로 판단된다.

3.3 노즐팽창비 변화

다양한 노즐팽창비에서 최적형상 조건을 살펴보기 위하여 노즐팽창비가 다른 최적노즐형상을 Rao[15]와 SSME의 노즐과 함께 Fig. 14에 비교하였다. 현재조건인 노즐팽창비 12와 KSR-III와 SSME의 노즐팽창비 35와 77.5에 대한 최적각도가 얻어졌다. Fig. 14(a)는 노즐벽 초기각도와 출구각도에 대한 비추력 변화를 보여준다. 노즐팽창비가 12, 35, 77.5로 변할 때 최적의 비추력값은 325.1 s, 346.1, 357.8 s로 얻어졌다. 노즐팽창비 증가에 따라 비추력이 증가되는 일반적인 경향이 얻어졌지만 노즐팽창비 증가로 노즐부가 커짐에 따라 최적의 비추력을 얻을 수 있는 노즐벽 초기각도와 출구각도는 달라지고 있다. 최적의 형상조건을 기준으로 3가지 노즐 면적비에 대해 노즐벽 초기각도가 $\pm 2^\circ$ 로 변하거나 또는 출구각도가 $\pm 3^\circ$ 로 변할 때 비추력은 0.1 s 이내에 변하는 특성을 보여주고 있다. 노즐 확대비 12에서 비추력의 변화는 노즐벽 초기각도와 출구각도의 변화에 거의 비슷한 영향을 주고 있다. 그렇지만 노즐팽창비가 35, 77.5로 커지면 비추력의 등고선은 세로방향으로 이완되고 있다. 이것은 노즐팽창비가 클수록 노즐벽 초기각도의 변화가 추력성능에 큰 영향을 주는 것을 나타내는 것이다. 현재해석은 이동평형해석이기 때문에 노즐내부의 열유동의 특성이 반영되어 있지 않다. 따라서 실제노즐유동에서 가스물성변화, 난류섭동, 압력진동 등에 따라 다른 결과를 보일 수도 있을 것으로 생각된다. Rao[15]의 최적노즐형상의 특징을 살펴보면 노즐팽창비가 증가하면 노즐벽 초기각도는 커지고 출구각도는 감소되어야 한다. Fig. 13(b)에 노즐팽창비 12, 35, 77.5에 대한 최적각도를 Rao[15]의 형상과 비교하였다. 이동평형 CFD해석의 결과들이 Rao[15]의 최적노즐과 거의 비슷하게 나타나고 있다. 이러한 결과로부터 노즐내부에서 내부충격파가 존재할 때

최적의 비추력을 얻을 수 있는 노즐형상이 TOC 노즐과 거의 비슷한 조건임을 알 수 있다.

4. 결 론

추력이 최적화된 노즐에 대해 노즐벽 초기와 출구각도 변화에 따른 노즐내부의 초음속 유동장의 변화를 이동평형해석에 의해서 살펴보았다.

노즐팽창비가 12일 때 노즐벽 초기각도가 24° 이하인 경우 내부충격파와 2차 충격파가 발생하였고 노즐벽 초기각도가 증가하면 내부충격파만 발생하였다. 이러한 유동특성은 출구면에서 축방향속도, 압력, 온도 등의 변화를 다르게 유도하여 추력성능변화를 초래하였다. 노즐벽 초기각도 변화에 따른 최대 비추력을 고려할 때 내부충격파만 존재하는 형상이 최적노즐 형상조건으로 얻어졌다. 또한, 비열비가 일정한 조건과 이동평형해석을 비교한 결과 최적노즐 형상조건을 얻는데 비열비가 일정한 유동해석이 의미있다는 결과가 얻어졌다.

내부충격파만 존재하는 노즐벽 초기각도 조건에서 출구각도를 변화시킨 결과 내부충격파가 축중심과 어느 정도 반경방향으로 떨어져 있는 형태로 내부유동이 발달하는 조건이 최적의 비추력을 발생하는 형상조건이었다. 이동평형해석에 의해서 얻어진 최적의 노즐벽 초기각도 및 출구각도는 노즐팽창비 12일 때 입구각도 28° , 출구각도 9° 로 충격파가 고려되지 않은 Rao[15]의 최적노즐과 거의 비슷하게 나타났다. 노즐팽창비가 클 경우 노즐벽 출구각도보다는 초기각도의 변화에 민감하게 비추력이 변하는 특성이 확인되었다.

후 기

이 성과는 정부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임(NRF-2016R1D1A1B0 2012446).

References

1. Ahlberg, J.H., Hamilton, S., Migdal, D. and Nilson, E.N., "Truncated Perfect Nozzles in Optimum Nozzle Design," *ARS Journal*, pp. 614-620, 1961.
2. Rao, G.V.R., "Exhaust Nozzle Contour for Optimum Thrust," *Jet Propulsion*, Vol. 28, No. 6, pp. 372-382, 1958.
3. Huzel, D.K. and Huang, D.H., "Modern Engineering for Design of Liquid-propellant Rocket Engines," *Progress in Astronautics and Aeronautics*, AIAA, Vol. 147, 1992.
4. Hoffman, J.D., "Design of Compressed Truncated Perfect Nozzles," *Jet Propulsion*, Vol. 3, No. 2, pp. 150-156, 1987.
5. Vuillermoz, P., Weiland, C., Hagemann, G., Aupoix, B., Grosdemange, H. and Bigert, M., "Nozzle Design and Optimization," *AIAA paper*, pp. 469-492, 2004.
6. Cai, G., Fang, J., Xu, X. and Liu, M., "Performance Prediction and Optimization for Liquid Rocket Engine Nozzle," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 11, pp. 155-162, 2007.
7. Kim, I., Lee, J.W., Choi, M.K. and Kwon, S., "Optimum Nozzle Angle of a Micro Solid Propellant Thruster," *Nanoscale and Microscale Thermophysical Engineering*, Vol. 15, No. 3, pp. 165-178, 2011.
8. Kim, S.K., Joh, M., Choi, H.S. and Park, T.S., "Multidisciplinary Simulation of a Regeneratively Cooled Thrust Chamber of Liquid Rocket Engine: Turbulent Combustion and Nozzle Flow," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 70, pp. 1066-1077, 2014.
9. Kim, S.K., Moon, Y.W. and Park, T.S., "Development of Chemical Equilibrium CFD Code for Performance Prediction and Optimum Design of LRE Thrust Chamber," *Journal of the Korean Society of Propulsion*

- Engineers*, Vol. 9, No. 1, pp. 1-8, 2005.
10. Wang, Q.D., Fang, Y.M., Wang, F. and Li, X.Y. "Skeletal Mechanism Generation for High-temperature Oxidation of Kerosene Surrogates," *Combustion and Flame*, Vol. 159, pp. 91-102, 2012.
 11. ANSYS Fluent User Guide 13.0.
 12. Sutton, G.P. and Biblarz, O., *Rocket Propulsion Elements*, 6th ed., John Wiley & Sons Inc., New York, U.S.A., 1992.
 13. Ostlund, J. and Muhammad-Klingmann, B. "Supersonic Flow Separation with Application to Rocket Engine Nozzles," *Applied Mechanics Reviews*, Vol. 58, pp. 143-177, 2005.
 14. Reid, R.C., Prausnitz, J.M. and Poling, B.E., *The Properties of Gases & Liquids*, 4th ed., McGraw-Hill Book Company, New York, U.S.A., 1986.
 15. Rao, G.V.R., "Approximation of Optimum Thrust Nozzle Contour," *ARS Journal*, Vol. 30, No. 6, pp. 561, 1960.