

## KSR-III 로켓 노즐의 열화학적 성능해석

최정열\* · 최환석\*\* · 김영목\*\*

### Thermochemical Performance Analysis of KSR-III Rocket Nozzle

J.-Y. Choi, H.S. Choi and Y.M. Kim

**Key Words:** Rocket Nozzle Flow, Rocket Performance, Frozen-Equilibrium, Shifting-Equilibrium, Non-Equilibrium, Computational Fluid Dynamics.

#### Abstract

Characteristics of high temperature rocket nozzle flow is discussed along with the aspects of computational analysis. Three methods of nozzle flow analysis, frozen-equilibrium, shifting-equilibrium and non-equilibrium approaches, were discussed, those were coupled with the methods of computational fluid dynamics code. A chemical equilibrium code developed for the analysis of general hydrocarbon fuel was coupled with three approaches of nozzle flow analysis. The approaches were used for the performance prediction of KSR-III Rocket, and compared with the theoretical results from NASA CEA (Chemical Equilibrium with Applications) code.

#### 1. 서 론

일반적으로 탄화수소 연료와 산소를 산화제로 하는 로켓 연소실의 온도는 3,000-4,000K 정도이며, 압력은 수십 기압 정도에 이르며, 로켓 노즐을 통하여 외부 대기 조건까지 팽창하는 짧은 시간 동안 유동은 심한 온도와 압력의 변화를 겪는다. 이 과정에서 연소실에서 해리 상태에 있던 화학 조성은 온도 감소 과

정을 거치면서 재결합하게 되고, 열 해리에 이용되었던 많은 양의 열이 환원된다. 따라서 연소실과 노즐 출구의 화학 성분 조성에는 많은 차이가 발생하게 되며, 성분 조성을 잘 예측할 수 있어야 열역학적인 성능을 정확히 평가할 수 있게된다. 한편, 유동의 물성은 온도, 압력은 물론, 화학 조성의 함수이기 때문에, 화학 조성의 변화를 고려하지 않고 물성의 변화만을 정확히 고려할 수 있는 방법은 없다. 따라서 온도 변화에 따른

\* 부산대학교 공과대학 항공우주공학과

\*\* 항공우주연구원 추진기관연구부 로켓엔진연구그룹

화학 조성의 변화와 물성의 변화를 고려하지 않는 동결 유동의 해석 방법으로는 로켓의 설계과정에 필요한 신뢰할 수 있는 해를 얻을 수 없다.[1]

화학조성의 변화를 고려하는 방법로서는 화학적 최종 상태를 고려하는 화학 평형 해석 방법과, 반응속도를 고려하는 비평형 해석으로 구분하여 볼 수 있다. 그 동안의 전산 유체 해석에서는 공기를 대상으로 하는 재돌입 극초음속 유동의 화학평형 해석이 많이 이루어 졌으며, 잘 정리된 Curve-Fit 데이터를 이용하는 것이 보통이었다. 그러나 임의의 탄화수소연료의 연소 생성물에 대한 화학평형 해석은 기존의 데이터가 존재하지 않으므로 각 위치에서 화학 평형 식을 풀이하여 조성을 결정하는 방법을 이용하여야 한다.[1]

한편, 화학적 비평형 해석, 또는 보다 명확한 용어로서, 반응속도 해석의 경우에는 기존에 연소 속도 해석이나 극초음속 유동의 비평형 해석 방법을 이용할 수 있다. 이 경우 고려하여야 할 사항은, 변화된 성분 조성에 따른 적절한 반응 메커니즘을 이용하여야 하는 것이며, 주된 반응의 해리 및 폭발 반응이 아니라 재결합 반응이기 때문에 해리 에너지로부터 열에너지를 회복하는 과정이라는 것이다.[1,2]

동결 유동해석의 경우, 노즐에서의 에너지 회복을 고려하지 못하기 때문에 노즐의 최소 성능을 제시하여 주는 반면, 화학 평형 해석의 경우는 유속에 비해 반응 속도가 매우 빠른 극한에 해당하여 열에너지 회복이 최대인 노즐의 최대 성능을 예측케 하여 준다. 화학 평형 해석은, 연소해석의 기초 과정에 해당하여 이전의 연구에서 이론적인 노즐 성능 해석 과정에 이용되어 왔으나, 최근의 진

산 유체 해석과 함께 이용하여 노즐 성능을 해석한 경우는 찾아보기 힘들다. 이는 보다 정확한 결과를 예측할 수 있는 비평형 해석이 이미 일반화되었기 때문이지만, 비평형 해석에 비하여 수렴특성이 좋으며, 노즐 성능의 최대 한계를 제시하여 줄 수 있다는 점에서 의미를 가진다고 할 수 있다.[1,3]

따라서 본 연구에서는 일차적으로 임의의 탄화수소 연료에 대한 화학 평형 해석 방법을 개발하고, 기존의 동결 유동 해석 코드를 수정하여 화학 평형 해석 방법을 결합함으로써 화학적 평형 유동의 해석 코드를 개발하였다. 또한 기존의 비평형 연소 유동의 해석 코드[4,5]를 수정하여 로켓 노즐 유동을 해석함으로써, 동결, 화학적 평형 및 비평형 유동 해석에 따른 로켓의 추진 성능 변화를 비교 검토하였으며, 각 해석 방법의 정확도 및 계산 소요 시간 등에 따른 유용성을 살펴보았다. 본 연구의 해석 대상으로는 현재 항공우주연구원에 의해 개발되고 있는 KSR-III 로켓을 대상으로 하였으며, 본 연구의 해석 결과와의 비교를 위하여 NASA CEA(Chemical Equilibrium with Applications) 코드의[6] 이론적 해석 결과와 비교하였다.

## 2. 열/화학 유동 해석 기법

### 2.1. 동결 및 평형 유동의 방정식

본 연구에서 고려하는 동결 및 평형 유동의 Navier-Stokes 방정식을 벡터형으로 간단히 적으면 다음과 같다.

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial \xi} + \frac{\partial G}{\partial \eta} + \frac{1}{r} H = 0 \quad (1)$$

$$Q = (\rho, \rho u, \rho v, e)^T \quad (2)$$

여기서 화학조성의 변화와 비열의 온도에 따른 변화를 고려하는 경우, 전체

에너지와 압력은 다음과 같이 정의된다.

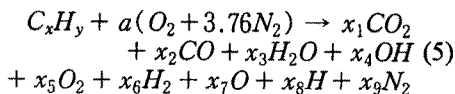
$$e = \sum_{k=1}^{NS} x_k \left( \int_{T_{ref}}^T \frac{C_{v,k}}{M_{w,k}} dT + H_{f,k}^o \right) + \frac{\rho}{2} (u^2 + (3)^2)$$

$$p = \rho RT / \sum_{k=1}^{NS} x_k M_{w,k} \quad (4)$$

이 방정식은 기존의 동결 유동 해석 방법으로 해석할 수 있으나, 비열과 압력이 온도의 함수이므로, (3) 식으로부터 온도의 계산을 수행하여야 하며, 정확도와 안정성을 위하여 기존의 해법에서 압력의 편도함수에 해당하는 부분을 수정하여야 한다.[4,5,7] (3,4)식에서 몰분율  $x_k$  는 다음절의 화학평형 계산으로부터 얻어지며, (3,4)식에서 계산된 온도와 압력은 평형 조성의 계산에 다시 이용되어 반복적이 계산이 이루어진다. 한편 몰분율,  $x_k$  가 온도 및 압력에 관계없이 일정한 경우에는 비열을 온도만의 함수로 생각하는 동결유동의 해법이 된다. 온도의 계산과 평형 상수 계산에 이용된 열역학 데이터는 NASA Polynomial Fit 를 이용하였다.[8]

## 2.2. 화학평형해석

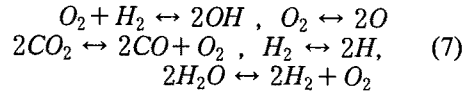
본 연구의 화학 반응 해석에서는 탄화수소 연료의 연소 생성물로서 ( $CO_2$ ,  $CO$ ,  $H_2O$ ,  $OH$ ,  $O_2$ ,  $H_2$ ,  $O$ ,  $H$ ,  $N_2$ ) 등이며, 질소는 불활성으로 가정하였다. 이 경우 임의의 탄화수소 연료가 연소하는 경우의 총괄 화학반응은



으로 적을 수 있으며, 여기서 성분의 비율을 계산하기 위하여 필요한 것은 각 원소에 대한 성분 보존식과 온도 및 압력의 함수로 표현된 화학 평형식이다.

$$R_{C/O} = x/2a, \quad R_{H/O} = y/2a, \quad (6)$$

$$R_{N/O} = 3.76, \quad \sum_{k=1}^{NS} x_k = 1$$



위의 (6),(7) 식은 닫힌 형태의 대수적 연립 방정식을 이루며, Newton 반복 해법으로 풀어낼 수 있다.

노즐 유동의 입구 조건을 위해서는 연소 온도, 압력 및 화학 조성을 구하여야 하는데, 질 유량과 관련 있는 연소실의 압력은 2.5 MPa 로 가정하였고, 온도 및 화학 조성은 연소 과정을 정압 단열 과정으로 가정하여 (6),(7)의 화학 평형식과 엔탈피 보존식을 이용하여 구하였다.[1,2] 본 연구에서는 가상적으로 메탄 연료와 산소 산화제가 이론 당량비 조건에서 연소된 것으로 가정하였으며, 여기서 얻어진 연소실 출구에서의 온도, 압력 및 성분 조성을 노즐 유동의, 동결, 평형 및 비평형 해석에 입구 조건으로 동일하게 이용하였다. 한편, 유동장의 화학적 평형 해석은 (1) 식의 유동 해석에서 얻어진 온도와 압력으로 (6),(7) 식으로부터 화학조성을 구하여 다시 유동장으로 환원하는 반복적 계산을 통하여 이루어진다. 그러나 유동 해석의 수렴 과정에는 각 반복 단계에서 화학 평형의 Newton 해석을 완전히 수렴시키는 것 보다, 단일 반복 계산만 수행하는 것이 최종적으로 수렴된 해를 얻는데 있어 훨씬 안정적이고 효율적이었다.

## 2.3. 화학적 비평형해석

한편 화학적 비평형 (반응속도) 해석의 경우, 유동의 Navier-Stokes 방정식은 각 성분의 생성 속도를 고려하여야 하므로, 보다 큰 규모의 연립 비선형 미분 방정식으로 정리되며, 간단히 아래와 같이 정리할 수 있다.

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial \xi} + \frac{\partial G}{\partial \eta} + \frac{1}{r} H = W \quad (8)$$

$$Q = (\rho_k, \rho u, \rho v, e)^T, \quad k=1 \dots NS9$$

여기서  $W$  는 각 성분의 생성 속도를 나타내며, 식의 구체적인 내용과 해법은 Choi 등의 이전 연구에서 이용된 것이다.[4,5] 한편, 본 연구의 비평형 해석에서 고려한 화학 성분은 화학 평형 해석과 동일하며, 반응 속도 데이터는 GRI-Mech. 3.0 [9] 중에서 위의 화학 성분에 대한 반응들을 발췌한 것이다.

### 3. 엔진사양, 계산조건, 성능해석

#### 3.1. KSR-III 로켓의 설계조건

본 연구에서 고려하는 로켓엔진은 설계단계에 있는 KSR-III 로켓의 주 엔진으로서, Rao 법을 사용하여 계산한 팽창비 5.04의 노즐과, 지상추력향상을 위하여 팽창비를 3.5로 줄여서 3차 곡선으로 설계한 두 가지의 노즐을 고려하였다. 이 엔진의 설계 사양을 Table 1 에 간단히 정리하였으며, 축 방향 길이에 대한 단면적 분포를 Fig. 1 에 도시하였다.

Table 1 Design Specification of KSR-III Rocket Engine

Chamber Pressure	200psi (13.789bar)
Fuel	Jet-A (C <sub>12</sub> H <sub>23</sub> , 290K)
Oxidizer	Liquid O <sub>2</sub> (90.17K)
O/F mass Ratio	2.34 ( $\Phi = 1.45$ )
Mass Flow Rate	58.4 kg/s
Throat Diameter	0.31 m
Nozzle 1	$A_{exit}/A_{throat} = 5.04$
Nozzle 2	$A_{exit}/A_{throat} = 3.50$

#### 3.2. 연소실의 화학평형 해석

유동 해석의 입구 조건은 엔진의 설계 조건을 이용하여 연소실 출구의 화학 평형 해석을 수행함으로써 결정하였다. 화학적 평형 해석으로부터 얻어진 계산 건

과를 NASA CEA 코드를 이용한 결과와 비교하여 Table 2 에 정리하였다. 여기서 노즐유동의 특성속도  $c^*$  는 다음과 같이 정의된 값이다.

$$c^* \equiv p_a A_{th} / \dot{m} \quad (10)$$

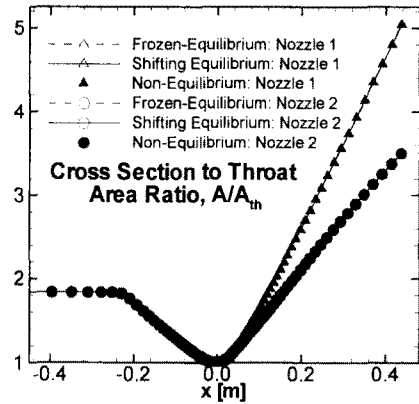


Fig. 1 Cross-Section Area Distribution of KSR-III Rocket Engine

Table 2 Temperature and Species Composition in Combustor

	Present	NASA CEA
Temperature	3393.57	3395.20
yH <sub>2</sub> O	0.24234	0.24245
yCO <sub>2</sub>	0.23289	0.23193
yCO	0.45389	0.45385
yOH	0.03674	0.03669
yO <sub>2</sub>	0.01540	0.01532
yH <sub>2</sub>	0.01028	0.01027
yO	0.00754	0.00751
yH	0.00191	0.00190
$c^*$ [m/s]	1782.2	1773.4

본 연구의 평형 계산은 8개의 성분만을 고려한 결과이며, NASA CEA 코드는 119개의 성분을 고려한 결과로써, 계산에 이용된 열역학 데이터에 다소 차이가 있고, 데이터의 함수화 방법 및 평형 조성의 계산 방법이 다른 것을 고려할 때,

본 연구에 이용된 해석방법은 충분히 정확한 정도의 결과를 보여주고 있다고 여겨진다. Table 2 의 계산 결과는 동결, 평형 및 비평형 해석에 동일하게 노즐유동의 입구조건으로 이용되었다.

### 3.3. 유동 해석 조건

Nozzle 1과 Nozzle 2에 대한 데이터로부터 노즐 목과 벽면으로 모아진 81×60의 계산 격자를 형성하였다. 차후 성능 계산에 편리하게 이용하기 위하여 반경 방향 격자는 노즐 중심 축에 항상 수직이 되도록 설정하였다.

계산의 초기 조건으로는 연소실의 단열 계산 결과를 전 영역에 부여하였으며, 경계조건으로는 노즐 벽면에서 단열 조건을 이용하였고 입구에서는 속도를 외삽하는 아음속 조건을 이용하였다. 출구에서는 계산의 초기에 빠른 수렴을 위하여 낮은 압력을 부여한 후, 출구 마하수가 1을 넘으면, 외삽하는 유출류 경계 조건을 이용하였다. 이러한 초기 및 경계 조건은 동결, 평형 및 비평형 유동에 모두 동일하게 적용하였다.

### 3.4. 성능 변수 및 계산

일반적으로 로켓엔진의 추력과 성능 지표인 비추력은 다음과 같이 정의된다.

$$F = \dot{m}u_{exit} + (P_{exit} - P_a)A_{exit} \quad (11)$$

$$I_{sp} = F / \dot{m}g \quad (12)$$

여기서 중력 가속도  $g$  는  $9.81 \text{ m/s}^2$  의 상수 값을 이용하였다. 유동 해석의 수치적 해석 결과로부터 성능 특성을 계산하기 위하여 각 단면에서의 평균 속도와 평균 압력을 계산하여야 한다. 본 연구에서 각 단면에서의 평균 출구속도는 단면의 총 운동량 플럭스 계산하여 질량유량으로 나누어 결정하였으며, 평균압력

은 단면에 작용하는 압력을 면적 적분한 후 전체 면적으로 나누어 정의하였다.

## 4. 해석 결과

### 4.1. 열/유동 해석 결과 검토

각 해석 방법과 노즐 형상에 따른 해석 결과로부터 얻어진 유동장의 마하 수 분포를 Fig. 2-3에 도시하였다. 이 그림으로부터, Nozzle 1 과 Nozzle 2는 출구 면적비가 상당히 다름에도 불구하고, Nozzle 2의 경우에 출구 마하수가 다소 작게 나타나는 것 이외에는 별다른 차이를 보이지 않음을 알 수 있다. 그러나 해석 방법에 따라서는, 일정한 값의 비열을 이용한 동결유동의 해와 열화학적 특성을 고려한 해는 상당한 차이가 있음을 알 수 있으며, 화학적 평형 해석의 결과가 다소 작은 마하 수를 보여주며, 비평형 해석의 결과는 동결과 평형 해석의 중간 정도의 특징을 보여 줌을 알 수 있다. 그러나 평형 해석의 경우, 낮은 출구 속도에 기인한 것이 아니라, 재결합 효과를 고려하지 못하는 동결 유동의 결과가 온도를 5~600 K 정도 작게 예측하므로, 음속의 차이에 의해 발생하는 결과임을 Fig. 4 의 온도 분포로부터 알 수 있다. 온도 분포는 성능 해석에 직접적으로 영향을 미치는 변수가 아니므로 평균값이 아닌 대칭축에서의 값을 도시하였다. Fig. 4에서 각 곡선의 기호는 Fig. 5의 압력 분포 곡선에서와 동일하다.

한편, 유체역학인 특징이 강한 압력은 열화학적인 특징에 지배받는 온도에 비해 해석 방법에 따른 차이가 적게 나타난다. Fig. 6은 대칭축에서 비열비를 나타낸 그림으로 유동해석에 의한 결과는 정압 비열과 정적 비열의 동결 비열비로써 약 1.2 정도에서 변화하는 양상을 보

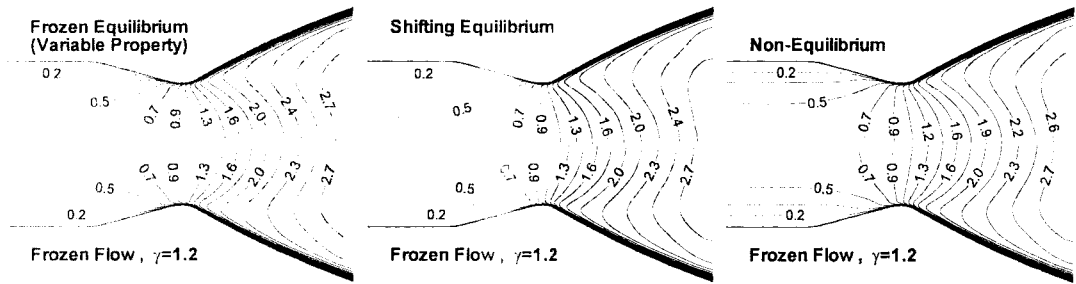


Fig. 2 Mach number distributions for Nozzle 1 resulting from the three approaches. Plots are compared with frozen flow solution with constant specific heat ratio.

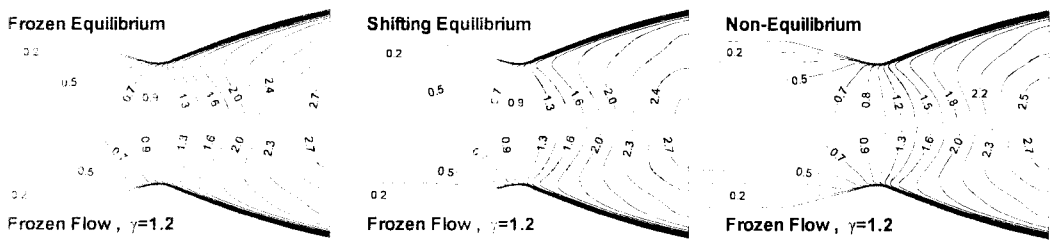


Fig. 3 Mach number distributions for Nozzle 2 resulting from the three approaches. Plots are compared with frozen flow solution with constant specific heat ratio.

여 주며, NASA CEA의 결과는 조성변화를 고려하는 평형 비열비이다. [6]

#### 4.2. 로켓 추력 성능

로켓의 추력 성능은 3.4. 절의 방법에 의하여 계산하였다. Fig. 7과 Fig. 8은 중구 배압에 따른 차이를 비교하기 위하

여, 배압이 0 인 진공 상태의 비추력과 1기압인 지상 상태의 비추력을 각 방법에 따른 유동 해석 결과로부터 계산한 결과이다. 각 결과는 NASA CEA 코드의 이론적 예상치와 비교하였으며, Fig. 8에서는 본래의 CEA 코드가 지상 상태의 값을 제시하여 주지 않으므로, 지상 상

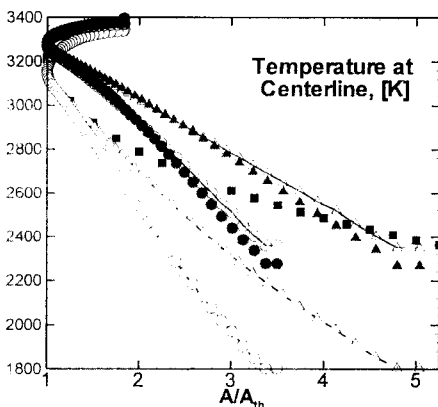


Fig. 4 Temperature distribution at the axis of symmetry.

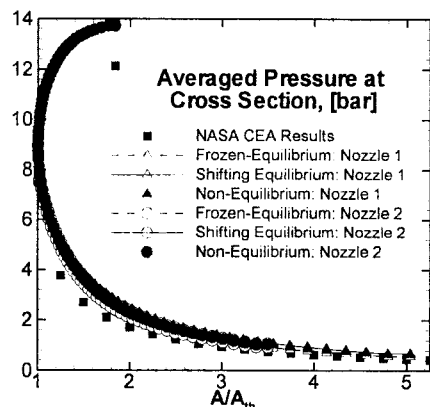


Fig. 5 Averaged pressure distribution at the axis of symmetry.

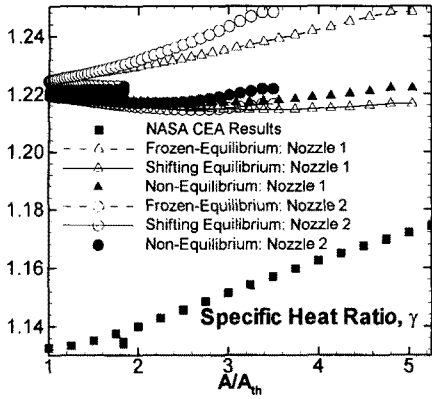


Fig. 6 Distribution of specific heat ratio distribution at the axis of symmetry.

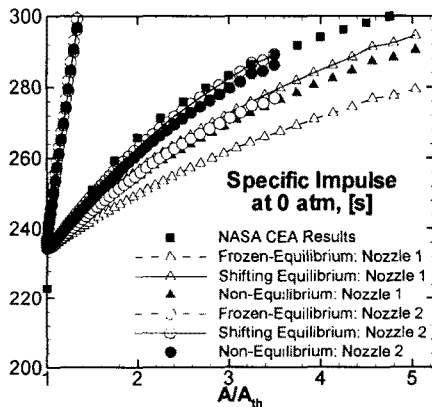


Fig. 7 Estimated Specific Impulse at vacuum condition

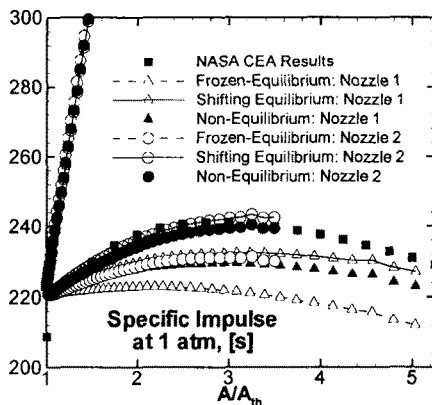


Fig. 8 Estimated Specific Impulse at atmospheric condition

테에서 비추력 성능의 이론적 예상치를 얻기 위하여 CEA 코드를 식(11)을 이용하여 수정하여 얻은 결과이다.

Fig. 7에서 진공 상태의 비추력은 면적비에 따라 300초까지 계속 증가하지만, Fig. 8에서는 배압의 영향에 따라 이론적인 예측 값도 3정도의 면적비에서 최대 240초의 결과만을 보이고 감소하는 것을 알 수 있다. 이 두 그림에서 Nozzle 1은 이론적이 성능 예측치에 크게 못 미치는 결과를 보여 주지만, Nozzle 2의 평형 해석 결과는 이론치에 상당히 근접한 결과를 보여주고 있다. 이러한 Nozzle 1과 Nozzle 2의 성능 차이는 노즐의 확산각에 따른 2차원적 효과 및 노즐 벽면에서의 경계층 효과에 기인하는 것으로 여겨진다. Fig. 9는 반경방향의 평균 유속을 나타낸 그림으로, 추력에 기여하지 않는 운동량을 의미하며, 출구에서의 값은 Nozzle 2가 Nozzle 1의 절반정도임을 알 수 있다.

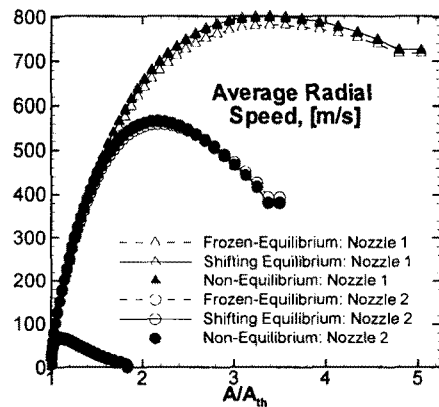


Fig. 9 Averaged radial speed

한편, Nozzle 2에 대한 평형 해석의 결과는 이론치와는 달리 3.5 정도의 면적비에서 최대의 비추력을 보여 주고 있는데, 이는 벽면 경계층의 존재로 인해 면적 변화의 효과가 비점성 이론치에 비해

다소 늦게 나타나기 때문으로 여겨진다.

모든 경우에 있어 동결 유동 해석의 결과와 화학적 평형 유동 해석의 결과는 상당한 차이를 보임을 알 수 있으며, 비평형 유동의 해석 결과는 두 가지 극한의 사이에 존재하는 일반적인 결과를 확인할 수 있다. 그러나 본 연구의 결과에서는 노즐의 크기가 작지 않으므로 비평형 해석의 결과는 평형 유동의 해석 결과와 보다 근접하여, 평형 유동의 해석 결과가 실제 얻을 수 있는 성능의 최내값에 상당히 근접한 결과를 보여 주고 있음을 알 수 있다. 본 해석의 결과에서 Nozzle 2를 이용하여 얻을 수 있는 주력은 동결 해석, 평형해석 및 비평형 해석에서 각각 132, 139, 138 kN 이다.

#### 4.3. 각 해법의 수렴특성

동결 해법, 화학 평형 해법 및 비평형 해법의 해를 비교하기 전에 우선 각 해석 방법의 특징을 살펴볼 필요가 있다. 본 연구에서 이용한 동결 해법은 화학 성분 변화는 고려하지 않았지만 비열의 변화를 고려한 해법으로서, 비열을 상수로 가정된 경우보다는 나은 결과를 보여 줄 수 있지만 각 노드에서 반복적인 온도 계산이 필요하므로 약간의 시간이 더 소요되며, 수렴성에는 차이가 있지 않다.

한편 화학 평형해석은 유동의 측면에서는 압력이, 대수적 평형 계산으로부터 얻어지는 성분 조성의 비선형 함수라는 점에서 다소 차이가 있지만 수렴성에는 근본적인 차이가 있을 수 없다. 그러나 이 경우 각 노드에서 평형 상수 계산과 함께 비선형 연립 대수 방정식을 해석하여야 하므로 훨씬 더 많은 계산 시간을 요구한다. 본 연구에서 동결 유동 해석과 평형 해석에는 CFL 수  $1 \times 10^{100}$  을

사용하였다. 동결 유동 및 화학 평형의 경우 8,000번의 반복계산이내에 기계적인 수렴한계에 도달하였다.

비평형 유동 해석은 동결 및 평형 해석에 비해 더 많은 수의 미분 방정식을 풀어야 하며, 각 노드에서 행렬 해석이 추가적으로 필요하므로 반복 계산 당 필요한 계산시간이 동결 유동의 보다 많이 소요된다. 그러나 비평형 해석의 안정성 및 수렴성은 유동의 특성이 아닌 Stiff Source 로 알려진 반응 속도에 의존하므로 동결 유동이나 평형 유동 해석에 이용된 시간 간격보다 훨씬 작은 시간간격을 사용할 수밖에 없으며, 유동 속도와 반응 속도의 비가 중요해 지므로 물체의 길이 척도가 중요해 진다. 한편, 화학 반응항의 경직성 (Stiffness) 으로 인해, 큰 수의 시간 간격으로 계산할 수 없었으며, 동결 유동의 해를 초기 조건으로 이용하여 CFL 수를 초기에 0.0002 에서 0.3 까지 서서히 수동적으로 변화시키면서 계산하였다. 따라서 비평형 해석의 수렴곡선을 동결 및 평형 유동과 수렴곡선을 비교할 수는 없었으며, 약 140,000 번의 반복계산 정도에 실용적인 수렴한계에 도달하였으며, 약 1,000,000번의 반복계산 이후에 기계적인 수렴한계에 도달하였다. 각 방법에 따른 계산 소요 시간을 Table 3에 정리하였다.

Table 3 Computing Time at 650MHz Pentium III Processor

	Time/Iteration/Node	Time for Convergence
Frozen Eq.	14.6 $\mu$ s	9.5 min./8000 Iter
Shifting Eq.	92.1 $\mu$ s	59.7min./8000 Iter.
Non-Eq.	109.2 $\mu$ s	147.4 hr./10 <sup>9</sup> Iter. 20.6 hr./1.4 $\times$ 10 <sup>5</sup> Iter



## 5. 결론

로켓 노즐 유동에서 발생하는 열화학 적 변화를 고려하는 노즐유동의 해석을 위하여 연소실에서 연소 완료 상황을 모사할 수 있는 화학 평형 해석 방법을 개발하였으며, 전산 유체 해석 기법과 결합한 동결 유동, 화학적 평형 유동 및 비평형 유동의 해석 코드를 개발하였으며, 세 가지 해석 방법을 KSR-III 로켓엔진에 적용하여 해석함으로써, 동결 유동 해석으로부터 노즐의 최저 성능치와 평형 유동으로부터 최고 성능치를 예측할 수 있었으며, 두 가지의 서로 다른 노즐에 대한 성능을 평가 할 수 있었다.

비록 비평형 유동 해석으로부터 좀더 실제 상황에 가까운 성능 예측을 할 수 있으나, 본 계산의 결과는 화학 평형해석의 결과가 이론치와 비평형 해석의 결과에 매우 근사한 해석 결과를 보여 주었다. 따라서 계산에 소요되는 시간의 효율성을 고려할 때, 연소실의 열화학적 평형을 고려한 동결 유동의 해석 및 평형유동의 해석이 노즐 유동에서 발생할 수 있는 한계를 제시하므로 노즐의 개발 과정에서 설계도구으로써, 활용가치가 있는 것으로 여겨진다.

한편, 두 가지의 KSR-III 노즐의 경우에는 확산각과 면적비가 작은 Nozzle 2의 경우가 이론적인 해석 결과에 비교적 잘 부합하며, 지상 추력 발생을 위해 효과적인 설계임을 확인 할 수 있었다.

## 참고문헌

[1] Sutton, G.P., Rocket Propulsion Elements 6th Ed., John Wiley &

Sons, 1992, New York.

- [2] Turns, S.R., An introduction to Combustion, McGraw-Hill, 1996, New-York.
- [3] Barrère, M., Jaumotte, A., Fraeijs de Veubeke, B. and Vandenkerckhove, J., Rocket Propulsion, Elsevier, 1960, Amsterdam.
- [4] Choi, J.-Y., Jeung, I.-S. and Yoon, Y., "Computational Fluid Dynamics Algorithms for Unsteady Shock-Induced Combustion, Part 1: Validation," AIAA Journal, Vol. 38, No. 7, July 2000, pp.1179-1187.
- [5] Choi, J.-Y., Jeung, I.-S. and Yoon, Y., "Computational Fluid Dynamics Algorithms for Unsteady Shock-Induced Combustion, Part 2: Comparison," AIAA Journal, Vol. 38, No. 7, July 2000, pp.1188-1195.
- [6] Gordon, S. and McBride, B.J., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Composition and Applications," NASA RP-1311, Oct., 1994.
- [7] 최정열, 김진수, 오세종, "압축성 실체기체에 대한 Roe의 해법," 2000년도 항공우주학회 추계학술발표회논문집, pp.646-649, 2000년 11월 11일, 울산대학교.
- [8] McBride, B.J., Gordon, S. and Reno, M.A., "Coefficients for Calculating Thermodynamics and Transport Properties of Individual Species," NASA TM-4513, Oct., 1993.
- [9] GRI-Mech: An Optimized Detailed Chemical Reaction Mechanism for Methane Combustion, GRI Topical Report No. GRI-95/0058, 1995.