KARI 30톤급 액체 로켓 엔진 노즐 유동 화학 평형 해석

이대성* · 강기하* · 조덕래* · 최정열** · 최환석***

Chemical Equilbrium Analysis of the 30 ton_f - class KARI LRE Nozzle Flow

Dae-Sung Lee* · Ki-Ha Kang* · D.-R. Cho* · Jeong-Yeol Choi ** · H.-S. Choi ***

ABSTRACT

Nozzle flow analyses of 30 ton_f-class KARI liquid rocket engine for high altitude propulsion are carried out using a chemically frozen and equilibrium flow analysis code developed previously. It is considered that the combined frozen- and shifting- equilibrium analysis is cost-effective regarding the convergence characteristics and modeling uncertainties, though the non-equilibrium analysis is most reliable approach. A dependable performance prediction could be attainable through the present analyses that account for the recombination process and thermal and kinetic energy recovery during the expansion process with viscous effects.

초 록

고고도 추진 기관으로 개발되고 있는 항공우주연구원의 30톤급 액체 로켓 엔진 노즐 성능의 신뢰성 있는 성능 예측을 위하여 화학적 동결 및 평형 유동 해석을 수행하였다. 해석은 이전의 연구에서 개발된 해석 코드를 보완하여 수행하였다. 비평형 해석이 가장 신뢰할 만한 방법이기는 하지만 수렴특성과 불확실성을 고려할 때 연계된 동결 및 평형 해석이 비용측면에서 효율적인 방법임을 확인 할 수 있었다. 이 해석으로부터 노즐 유동의 팽창 과정에서 나타나는 화학적 재결합 효과에 의한 열 및 운동에너지의 회복 및 점성 효과를 고려한 신뢰성 있는 성능 예측을 할 수 있었다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(LRE, 액체 로켓 엔진), Nozzle Flow(노즐 유동), Chemical Equilibrium(화학 평형), Performance Analysis (성능 해석)

1. 서 론

우주 발사체 개발의 필요성이 증대되면서 국내에서도 KSR-III 로켓 발사 이후 터포 펌프 방식의 대형 발사체 추진기관에 대한 개발이 진행되고 있으며, 이러한 개발 노력의 일부로 추진기관의 성능을 보다 정확히 예측할 수 있는 해석 기법 및 도구에 대한 요구도 증가하고 있다.

† 2008년 3월 6일 접수 ~ 2008년 5월 9일 심사완료
* 학생회원, 부산대학교 항공우주공학과 대학원
** 종신회원, 부산대학교 항공우주공학과
*** 종신회원, 한국항공우주연구원 연소기팀
연락저자, E-mail: aerochoi@pusan.ac.kr

일반적으로 액체 로켓 연소실의 온도는 3,000~4,000 K, 압력은 수십~백 기압 정도에 이르며, 노즐을 통하여 대기압까지 짧은 시간에 급격히 팽창한다. 팽창 과정에서 온도와 압력이 급격히 감소하면서, 연소실에서 고온의 해리 상태에 있던 기연 가스는 재결합 과정을 거치면서 해리에 쓰인 에너지의 많은 부분이 열 및 운동 에너지로 환원되므로, 추진 성능을 정확히 예측하기 위해서는 팽창과정에 수반되는 화학 반응의 효과를 고려하여야 한다.[1]

화학 반응의 해석 방법으로는 반응의 속도를 고려하는 비평형 해석이 가장 정확한 방법이다. 그러나 비평형 해석은 고려하는 모든 성분에 대한 보존 방정식을 해석하여야 하며, 해의 경직성의 문제가 있으므로 시간과 비용의 측면에서 매우 비효율적인 방법이다. 이에 대한 대안으로는 연소실에서의 화학 조성이 그대로 유지되는 것으로 가정하는 동결(frozen equilibrium) 유동 해석 방법과 화학적 최종 상태만을 고려하는 평형(shifting equilibrium)유동 해석을 들 수 있다.[1] 최 등은 기존의 비 반응 유동 해석 방법에 화학 평형 해석 모듈을 결합하고 물성치 변화를 고려한 해석 코드를 개발하였으며, KSR-III 로켓 노즐 유동에 대한 동결 및 평형 유동 해석을 수행하여 비평형 해석과 비교함으로써, 비평형 해석 해의 존재 범위를 예측할 수 있음을 보였다.[2,3] 이러한 방법은 비평형 해석의 비효율성과, 해석에 수반되는 조건들의 불확실성을 고려할 때, 매우 효율적인 방법이라고 여겨진다.

본 연구에서는 보다 정확한 노즐 입구 조건을 계산하기 위해 수정된 연소실의 화학 평형 해석 방법과 기존에 개발된 노즐내의 화학 평형 해석 코드를 이용하여 현재 항공우주연구원에서 개발중인 30톤급 액체로켓 엔진의 노즐 유동을 해석하고 추진 성능을 평가하였다.

2. 지배방정식 및 해석 방법

2.1 동결 및 평형 유동의 방정식

동결 및 평형 유동의 Navier-Stokes 방정식을 축대칭 좌표계에서 보존형 벡터식으로 다음과 같이 정리할 수 있다.

$$\frac{\partial Q}{\partial t}+\frac{\partial F}{\partial x}+\frac{\partial G}{\partial r}+\frac{1}{r}H=0 \tag{1}$$

$$Q=(\rho,\ \rho u,\ \rho v,\ e)^T \tag{2}$$

여기서 F 와 G 는 각 방향의 대류 및 점성 플럭스 항, H는 축대칭 항이다. 각 성분에 대한 별개의 보존 방정식은 고려하지 않으며, 전체 질량의 보존 방정식만을 다룬다. 현재 고려하는 액체 로켓의 연소실 작동 범위에서 압력은 상당히 높지만, 연소 후의 높은 온도 조건 만을 고려하므로 연소 생성물에 대하여 이상기체 상태 방정식을 이용하는 것이 큰 무리가 없다. 단 압력은 생성물의 몰 분율을 고려하여 Dalton의 분압 법칙으로부터 구하며, 전체 에너지도 각 성분의 몰분율과 온도의 함수인 비열을 고려하여 정의된다.

2.2 화학 평형 해석

유동 해석의 방법에서 각 성분의 몰 분율은 화학 평형 해석을 이용하여 구한다. 본 연구의 주목적은 로켓 성능 해석이므로 연소 직후의 주요 성분인 H_2O, CO_2, CO, OH, O_2, H_2, O와 H의 8개 성분 만을 고려하였다. 효율성을 고려하여 그 밖의 생성물은 무시하였으며, 탄화 수소 연료에 대한 총괄 화학 반응은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} C_xH_y+a\,O_2 \rightarrow n(&x_1CO_2+x_2CO \\ &+x_3H_2O+x_4OH+x_5O_2 \\ &+x_6H_2+x_7O+x_8H) \end{aligned} \tag{3}$$

여기서, 8개 성분의 몰분율은 각 원소의 보존식 3개와 5개의 화학 평형 식으로 구성되는 연립 비선형 방정식을 해석하여 구한다. 화학 평형 해석은 동결 및 평형 유동 해석의 초기 조건을 구하기 위하여 이용되며, 평형 유동 해석에서는 매 반복 계산에 각 계산 격자에서 수행된다. 본 연구에 이용된 해석 방법에 대해서는 이전의 연구에서[2] 충분히 서술되었으므로 본 논문에서 자세한 설명은 생략한다.

3. 엔진사양, 계산조건 및 성능해석

3.1 KARI 30톤급 LRE 설계조건

본 연구에서 고려하는 로켓 엔진은 KARI 30톤급 액체 로켓 엔진으로 노즐 출구 대 노즐 목의 확장비는 60 이다. 계산 격자는 동결 유동과 평형 유동 계산에 노즐 벽면과 노즐 목에 모아진 120×90 격자를 이용하였다. 격자의 직교성을 높이기 위해 elliptic smoothing 기법을 사용 하였으며, 축 선상에서 대칭 조건을 적용하였다. 노즐 격자 형상과 축방향에 대한 단면적 분포는 Fig. 1 과 Fig. 2에 나타내었다.

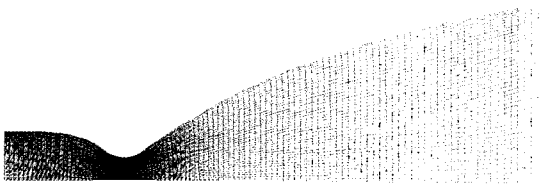

Fig. 1 30 ton$_f$-class KARI LRE nozzle

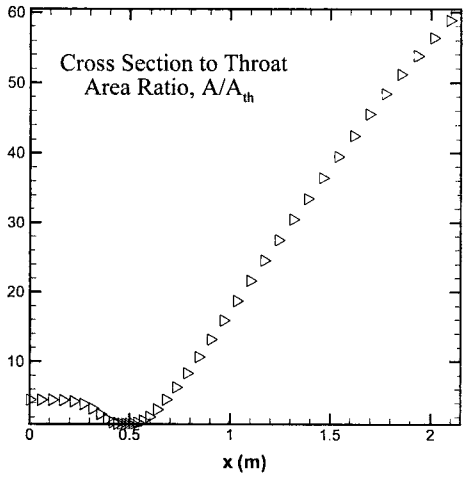

Fig. 2 Cross-section to throat area ratio distribution of 30 ton$_f$-class KARI LRE

3.2 연소실의 화학평형 해석

노즐 유동 해석의 입구 조건을 얻기 위하여 엔진 연소실 설계 조건을 이용하여 연소실 출구의 화학 평형 해석을 수행하였다. 다음의 Table 1에서 엔진의 설계 사양을 간단히 정리하였다.[4] 연소실은 단열 정압 과정으로 가정하였으며, 연소실 입구 유량 및 반응 후 유속을 고려한 엔탈피 보존식을 이용하여 연소실의 온도를 결정하였다. 화학 평형 해석으로부터 얻어진 결과와 NASA CEA[5] 코드를 이용한 결과를 비교하여 Table 2에 정리하였다.

Table 1. Design Specification of 30 ton$_f$-class KARI LRE[4]

Chamber Pressure	60.0 bar
Fuel	Jet-A ($C_{12}H_{23}$, 290 K)
Qxidizer	Liquid O_2 (90.17 K)
O/F Mass Ratio	2.44 (ϕ=1.39)
Mass Flow Rate	88.8 kg/s
Throat Diameter	0.1805 m
Area Ratio	60

Table 2. Temperature and Species mass fraction in Combustion

	Case 1	NASA CEA	Case 2
Temp. (K)	3618.12	3623.73	3629.57
H_2O	0.32304	0.31788	0.31644
CO_2	0.13535	0.13323	0.12288
CO	0.34402	0.34469	0.36195
OH	0.05005	0.05415	0.04402
O_2	0.01165	0.01179	0.00702
H_2	0.09694	0.09727	0.11110
O	0.00916	0.00944	0.00643
H	0.03077	0.03155	0.03013
U (m/s)	170.74	166.53	0

화학 평형 해석에서 엔탈피 보존식을 적용할 때 입구 유량 및 반응 후 유속을 고려한 경우와 이를 고려하지 않은 경우를 Table 2에 Case 1 과 Case 2 로 나타내었다. 속도 성분으로 인한 운동 에너지를 고려한 만큼 Case 2에 비해 Case 1의 단열 연소 온도가 다소 낮아진 것을 알 수 있다. NASA CEA 결과는 "Rocket Performance" 계산을 수행하여 얻어낸 결과 값이다.

본 연구의 결과와 NASA CEA 코드의 결과는 모든 값이 대체로 2% 이내의 오차 범위에서

근접하는 결과를 보여주고 있다. 본 연구의 화학 평형 계산은 유동 방정식과의 결합으로 인해 성분 수의 제한으로 8개의 성분만을 고려한 결과이지만, NASA CEA코드는 119개의 성분을 고려한 결과이다. 그리고 본 연구와 NASA CEA 코드에서 이용된 열역학 데이터에 다소 차이가 있으며, 데이터의 함수 화 방법 및 평형 조성의 계산 방법이 다른 점을 고려할 때, 본 연구에서 이용된 평형 해석 모델은 충분히 신뢰성을 보여주고 있다고 여겨진다. Table 2의 결과 값들은 동결 유동과 평형 유동 해석에서 노즐 유동의 초기 값 및 입구 조건으로 사용된다.

3.3 유동 해석 조건

계산 초기 조건으로는 연소실의 단열 계산 결과를 전 영역에 부여하였다. 본 연구에서 로켓 노즐 유동의 열화학적 특징을 살펴보며, 그에 따른 성능의 해석이 주목적이기에, 계산의 편의를 위해 난류의 영향을 고려하지 않았으며, 벽면에선 Slip 조건(또는 Non-slip 조건)과 단열조건을 이용하였다. 노즐 출구에서는 계산 초기에 빠른 수렴을 위해서 낮은 압력을 부여한 후 수렴 과정에서 출구 마하수가 1을 넘으면 모든 변수를 외삽하는 유출류 경계 조건으로 변환되도록 설정하였다. 이러한 초기 및 경계 조건은 동결, 평형 유동 해석에 모두 동일하게 적용하였다.

3.4 성능 변수 계산

일반적으로 로켓 엔진의 추력과 성능 지표인 비추력은 다음과 같이 정의된다.

$$F = \dot{m} v_{exit} + (P_{exit} - P_a) A_{exit} \tag{4}$$

$$I_{sp} = F/\dot{m}g \tag{5}$$

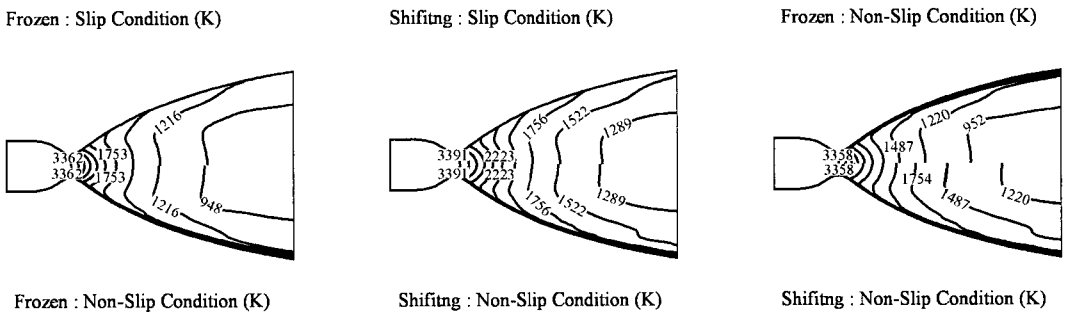

Fig. 3 Temperature distribution along the nozzle.

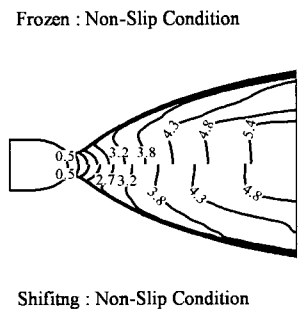

Fig. 4 Mach number distribution along the nozzle.

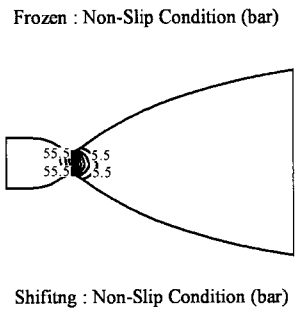

Fig. 5 Pressure distribution along the nozzle.

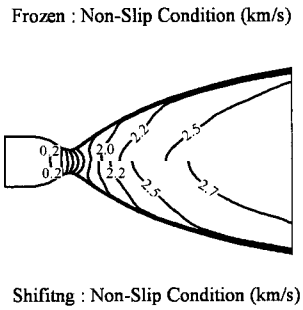

Fig. 6 Velocity distribution along the nozzle.

여기서 중력 가속도, g=9.81 m/s^2 의 상수 값을 이용하였다. 수치 해석 결과로부터 성능 특성을 계산하기 위해서는 각 단면에서의 평균 속도와 평균 압력을 계산하여야 한다. 본 연구에서 각 단면에서의 평균 유속은 단면의 총 운동량 플럭스를 계산하여 이를 질량 유량으로 나누어 구하였으며, 평균압력은 단면에 작용하는 압력을 면적 적분한 후 전체 면적으로 나누어 구하였다.

4. 해석 결과

4.1 노즐 유동의 열적 특성

각 해석 방법과 벽면조건에 따른 해석 결과로부터 얻어진 유동장의 온도 분포를 Fig. 3에 도시 하였다. 이 그림에서 동결 유동 해석과 평형 해석의 각 벽면 조건으로 인한 차이가 노즐 내부 유동에는 큰 영향을 미치지 않음을 알 수 있으며, Non-slip 조건에서 동결 유동 해석과 평형 해석의 온도 분포에서, 평형 해석의 결과는 화학성분의 재결합에 의해 열에너지 회복이 되어 가열 효과가 나타나 동결 유동 해석에 비해 노즐 내부의 온도 변화가 급격하지 않음을 알 수 있다.

Non-slip 조건에서 동결 유동 해석과 평형 해석의 마하수, 압력 및 속도 분포를 각각 Fig. 4, 5 및 6에 도시하였다. 동결 유동 해석에 비하여 평형 해석의 출구 속도가 높음을 알 수 있으며, 이는 재결합으로 인한 온도의 상승 효과임을 알 수 있다. 평형 해석의 출구 마하수가 동결 유동의 그것에 비해 낮은 분포를 나타냄을 볼 수 있는데, 이는 출구 온도가 높아서 상대적으로 음속이 커졌기 때문이다.

Figure 7의 온도 분포는 성능 해석에 직접적으로 영향을 미치는 변수가 아니기에 평균값이 아닌 대칭축에서의 값을 도시하였다. Fig. 5에서 알 수 있었듯이, 평형 해석의 출구 온도는 동결 유동 해석에 비해 400~500 K 정도 높은 값을 나타내고 있다. Fig. 8은 각 해법에 따른 압력 분포를 나타내고 있는데, 압력분포는 대칭축에 수직인 각 단면에서 면적 평균된 값이다. 유체역학적인 특징이 강한 압력은 열화학적인 특징에 주로 지배받는 온도에 비하여 해석 방법에 따른 차이가 비교적 작게 나타났다. 이는 재결합으로 인한 에너지 회복이 대부분 열에너지 형태로 존재하며, 그 일부분만이 역학적 에너지로 환원되어 노즐 성능에 영향을 미침을 의미한다.

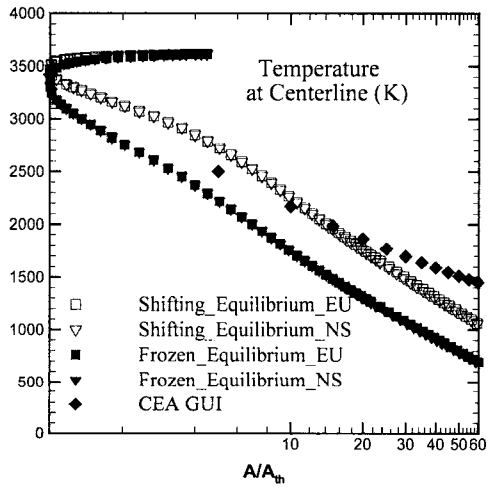

Fig. 7 Temperature distribution along the nozzle axis.

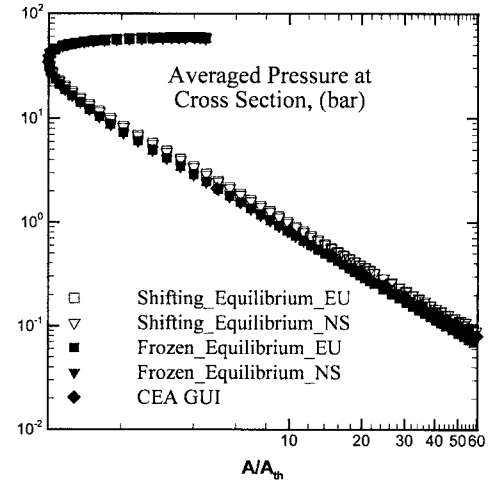

Fig. 8 Pressure distribution along the nozzle axis.

Figure 9는 대칭축에서의 정압 비열과 정적 비열의 비열비로써 약 1.2~1.32 사이에서 변화하는 양상을 보여준다. 동결 유동 해석에 비해서 평형 해석이 온도 변화의 폭이 작기에 비열비의 변화

도 작을 것이라 예상되어진다. 아울러 팽창 과정에서 재결합이 진행됨에 따라 비열비가 작은 이산화탄소나 수증기 등 삼원자 분자의 비율이 증가하는 것도 주요인이라 생각된다. NASA CEA 코드 결과와는 초기 값부터 큰 차이를 보이는데 이는 Eq. (6)으로 정의되는 반응 유동의 비열비가 본 연구에서 사용한 동결 비열비의 정의 식 Eq. (7)과 다르기 때문이다.

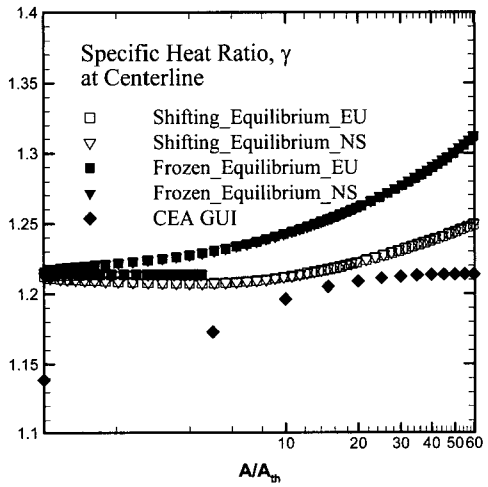

Fig. 9 Specific heat ratio distribution along the nozzle axis.

$$\gamma_s \equiv \left(\frac{\partial \ln P}{\partial \ln \rho}\right)_s \tag{6}$$

$$\gamma_s \equiv \frac{c_p}{c_v} = \frac{\sum x_k c_{pk}}{\sum x_k c_{vk}} \tag{7}$$

4.2 로켓 추력 성능

유동장 해석 결과로부터 로켓의 추력 성능을 3.4 절에 제시된 식을 이용하여 계산했다. 본 연구에서 고려한 액체 로켓 엔진은 고고도용 로켓이기에 지상 추력은 고려하지 않았으며, 출구 배압은 진공 상태를 가정하였다. 진공 상태의 비추력 값은 고공에서 가질 수 있는 엔진의 이상적 최대 성능으로서의 의미를 가진다. Fig. 10, 11에 노즐 축에 따라 진공 추력과 비추력 값을 나타내었다. 평형 해석이 동결 유동 해석에 비해 출구 속도가 높기에 추력과 비추력이 높으며, NASA CEA 의 해석 결과와 근접함을 알 수 있다. 아울러 경계에서의 속도의 손실이 없는 비점성 해석에 비하여 non-slip 조건을 고려하는 경우 추력과 비추력에서 약간의 손실이 발생함을 알 수 있다. 또한 배압의 영향이 없기에 면적비가 증가할수록 추력 및 비추력 값은 계속 증가함을 볼 수 있다.

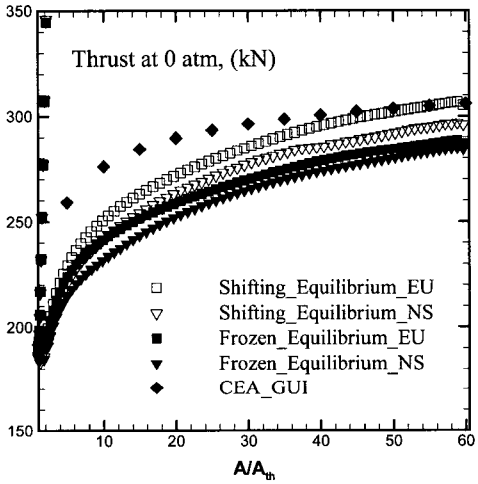

Fig. 10 Estimated Thrust at vacuum condition

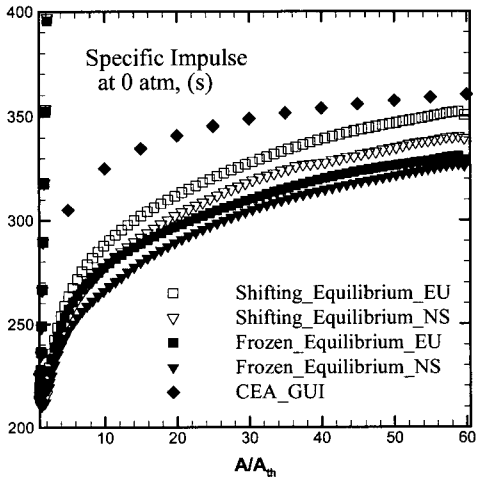

Fig. 11 Estimated specific impulse at vacuum condition

다음의 Table 3에 각 해법에 따른 추력 성능

을 정리해 놓았다. 추력의 단위는 ton_f 이며 비추력단위는 s 이고 특성속도 단위는 m/s이다. 여기서 노즐 유동의 특성속도, c^*는 다음과 같이 정의된 값이다.

$$c^* \equiv p_o A_{th}/\dot{m} \tag{8}$$

Table 3. Performance results of 30 ton_f-class KARI LRE

	Frozen Eq.	Shifting Eq.	NASA CEA	KARI Data[4]
Thrust, (ton_f)	28.95	30.24	31.33	29.4
Specific Impulse, (s)	326.01	340.54	361.83	330
c^*, (m/s)	1764.35	1764.35	1802.5	1710

NASA CEA의 경우 0차원 계산에 따른 결과이기에 다른 결과 값들보다 높은 값을 보여주고 있다. 모든 결과 값들이 벽면에서 단열이며 non-slip 조건에서의 값들이다. 열적 특성을 고려할 때 동결 해법의 경우 에너지 회복이 전혀 없기에 최저 성능을 의미하며, 평형 해석의 경우 재결합을 최대로 고려하기에, 최고의 성능 값을 의미한다. 유동 해석 결과들을 설계 추정치인 KARI Data의 값과 비교하여 볼 때 이를 잘 알 수 있다. 특성 속도의 경우 Eq. (8)을 사용하여 연소실 압력과 질량유량을 고정시켰기에 해법에 따른 차이 없이 같은 값을 가진다. 본 연구에선 연소효율을 100%로 고려하여 해석을 수행했지만, KARI data 값의 경우 연소효율을 95.2%로 고려했기에 상대적으로 낮은 특성속도 값을 가진다.

5. 결 론

동결 해석과 화학평형 해석을 통해 KARI 30톤급 액체 로켓 엔진의 최저 성능과 최고 성능으로 성능한계를 제시할 수 있었으며, 고고도용 로켓 노즐 내의 화학 조성 분포도 예측할 수 있었다. 비록 비평형 유도 해석이 실제 상황에 가까운 결과를 주지만, 계산에 소요되는 시간과 전산 자원 등 계산의 효율적인 측면을 고려할 때 동결 유동 및 화학 평형 유동 해석이 보다 효율적으로 노즐 유동에서 발생할 수 있는 한계 성능을 제시하기에 충분히 활용가치가 있는 것으로 생각되어 진다.

후 기

이 논문은 과학기술부 지원 하에 "소형 위성발사체 (KSLV-I) 개발 사업의 일환으로 연구되었으며, 이에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. Sutton, G. P., Rocket Propulsion Elements, 6th ed., John Wiley & Sons Inc., 1992
2. 최정열, 최환석, "액체 로켓 노즐의 열화학적 성능해석," 한국항공우주학회지, 31권 1호, 2003, pp.85-96
3. 신재렬, 최정열, 최환석, "화학 평형과 열복사를 고려한 로켓 플룸 유동 해석," 한국추진공학회지, 제9권 제1호, 2005, pp.35-46
4. 한영민, 김종규, 이광진, 서성현, 임병직, 안규복, 최환석, "30톤급 액체로켓엔진 연소기 연소시험 성능결과," 29회 한국추진공학회 추계학술대회, 2007, pp.139-143
5. Gordon, S, and McBride, B.J, "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Composition and Applications," NASA RP-1311, Oct., 1994