

액체로켓엔진 노즐 성능해석

남궁혁준* · 한풍규* · 김경호* · 최환석**

Performance analysis on nozzle of Liquid Rocket Engine

Hyuck-Joon Namkoug · Poong-Gyoo Han · Kyoung-Ho Kim · Hwanseok Choi

초 록

우주발사체의 2단에 사용가능하며, 케로신과 액체산소를 추진제로 하는 10톤급 액체로켓엔진 (LRE)에 대해 노즐 설계 변수와 성능 특성과의 관계를 파악하고 노즐 성능의 개선을 위해 노즐 형상에 따른 성능 해석을 수행하였다. 본 연구에서 10톤급 LRE의 형상을 설계하였으며, 기존의 일차원 성능해석 방법과는 달리, 2차원 유동 해석 결과를 이용한 성능 해석을 수행하기 위해 노즐 성능해석용 코드를 개발하였으며, 액체 산소/메탄 엔진 (LNG 엔진)에 대한 지상 연소시험 결과와 비교, 검토하여 노즐 성능해석 코드를 검증하였다.

1. 서 론

로켓엔진에서 노즐은 배기가스를 팽창시킴으로써 연소가스의 열에너지를 운동에너지로 변환시키는 역할을 하며, 전체 엔진 성능에 중요한 영향을 미친다. 노즐 형상은 고도 특성, 단수, 추진제 조합, 연소실 압력, 혼합비, 추력, 개발 기간과 개발 비용 등에 의해 결정되는데, 노즐 최적 설계는 이러한 성능 변수들을 고려한 반복 계산에 의해 이루어지며, 최적 설계의 주요 과정으로서, 노즐 형상에 대한 노즐 손실 계수를 구하고 비추력 계수를 계산하게 된다.

기존 연구에서는 일반적으로 등엔트로피를 가정한 일차원 노즐 유동 계산 결과에 의해 노즐손실 및 비추력 손실이 계산되어 왔다^{[1][2]}. 본 연구에서는 노즐에서의 마찰 손실을 2차원 노즐 유동해석을 통해 경계층 모멘트, 에너지 적분 방정식을 풀면서 계산하였다. 2단용 LRE의 작동조건에 따라 CEC86^[2]코드를 사용하여 화학평형 계산을 수행함으로써 연소실의 경계조건을 구하였으며, Rao Method^[3]에 의해 설계된 축대칭 노즐 형상에 대하여 공기 역학 계산과 함께 성능 해석을 수행하여 형상 변수에 따른 성능 특성을 파악하였다. 정확한 노즐성능을 예측하기 위해서 경계층 변위 두께를 계산하였고, 벽면 냉각에 의한 마찰

손실을 반영하였다. 본 연구에 사용된 노즐 성능 해석 알고리즘은 LNG엔진의 지상 연소시험 결과와 비교 검토하여, 그 타당성을 검증하였다.

2. 본 론

2.1 노즐 형상 설계

노즐목은 아음속에서부터 초음속 유동의 영역으로의 천이 구간이며, Mass Flux와 벽면으로의 열 유속이 최대가 되는 지점이다. 노즐목 형상은 열 전달, 엔진 무게 및 성능과 제작성을 상호 비교한 Trade-off study에서 결정되었다. 작은 곡률은 노즐 길이 및 열전달되는 벽면의 표면적을 최소화하지만, 초음속으로 천이 되는 유동 구간의 정확한 해를 얻기가 어려우므로, 상류 목 곡률과 목 직경비인 R_o/R_i 를 0.6에서 1.5까지 제한하였다^[4]. 또한 급격한 면적 팽창은 평형상태의 가스 조성에 큰 변화를 발생시킬 수 있으므로, 노즐목 하류 곡률 반경은 연소가스가 화학평형 상태의 화학 조성을 유지하기 위해 천천히 팽창하도록 충분히 커야 한다. 따라서, 노즐목 하류 형상은 화학적 성능 측면에서와 냉각 채널의 제작성 및 노즐 길이를 최소화하도록 절충된 결과값인 목반경의 0.4배 값을 사용하였다^[4]. 엔진 길이와 비추력은 로켓의 탑재하중에 결정적인 영향을 미치므로, 요구 탑재

* 현대모비스 기술연구소

** 한국항공우주연구원

하중을 운반할 수 있도록 엔진 길이로부터 최대 성능을 발휘하는 노즐의 팽창부를 설계 하였다. 여기서 화학 평형 가스 물성치가 최적형상 계산에 사용되었고, Rao 방법을 이용한 최적설계 코드가 사용되었다^[3].

2.2 연소실 열역학 계산

설계요구조건에 따라 노즐 출구 압력, 혼합비와 노즐 팽창비에 대해 적정 연소실 압력을 결정하였고, CEC86코드^[2]를 사용하여 화학적 동결 유동을 위한 공기역학 계산의 연소실 입구 경계 조건을 구하였다.

2.3 노즐에서의 공기역학 계산

노즐에서의 유동해석의 지배 방정식으로 축대칭 압축성 Navier-Stokes 방정식을 사용하였다. 수치 해법에서 공간차분은 유한 체적법을 적용하였으며, 난류 모델은 Standard K-ε 모델에서 C_{μ} 값을 식(1)과 같이 수정한 Modified K-ε 난류 모델을 사용하였다^[5]

$$C_{\mu} = \frac{0.09}{1 + E \frac{k^2 u^2}{\epsilon^2 R^2}} \quad (1)$$

여기서, u 는 속도, R 은 유선곡률 반경이다.

2.4 노즐 성능 해석 : 노즐계수와 비추력계수

노즐 효율 계수 ϕ_c 는 식(2)와 같이 노즐에서 발생하는 각각의 ϕ_i 계수의 곱으로 표현된다.

$$\phi_c = \phi_{dev} \phi_{fr} \phi_{inlet} \phi_{ch} \quad (2)$$

여기서 ϕ_{dev} 는 유동의 분산으로 인한 효율 계수, ϕ_{fr} 는 노즐 벽에 대한 가스 마찰로 인한 효율 계수, ϕ_{inlet} 는 노즐 입구에서의 효율 계수이며, ϕ_{ch} 는 화학적 불완전 팽창으로 인한 효율 계수이다.

본 연구에서는 마찰에 의한 손실과 노즐내 가스유동의 분산에 의한 손실만 고려하였으며, 그 외의 손실은 상대적으로 작으므로 무시하였다.

Arimasov^[6]의 알고리즘에 따라 벽면 냉각을 고려한 노즐 손실 계산에는 열전달 Factor^[7]를 도입하여 벽면에서의 열손실을 고려하였으며, 마찰에 의한 손실 계수 계산에서는 벽면의 경계층을 고려한 실험식을 추가하여 계산 결과의 정확성을 높여주었다. 그림1은 2차원 유동 해석 결과를 이용한 노즐 성능 해석의 알고리즘을 보여주고 있다.

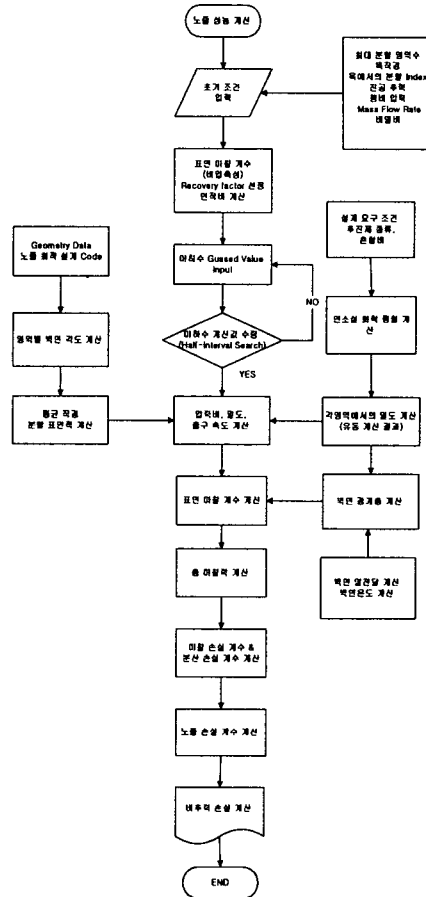


Fig. 1 Nozzle Performance Calculation Algorithm

3. 계산 결과 및 검토

3.1 성능 해석 알고리즘 검증

그림 2는 10톤급 LNG 엔진의 지상 연소시험에서 획득한 비추력과 노즐 성능해석에서 구한 비추력을 함께 나타내었으며, Oxidizer Rich Coefficient, α (=MR/MR_{stoi}) 값에 따라 예측된 비추력 효율과 시험에서 구한 비추력 효율이 0.95~0.96에서 비교적 잘 일치하고 있음을 확인하였으며, 노즐 성능해석 알고리즘과 해석 코드를 검증할 수 있었다.

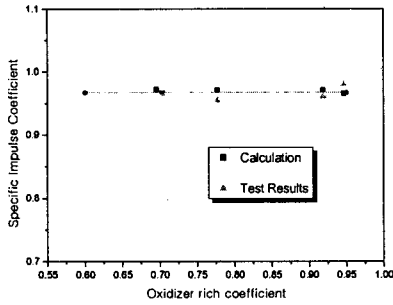


Fig. 2 Comparison between Calculation and Test Results at operation condition of 10tf LNG engine (P_c : 3.8 ~ 7.8 Mpa, α : 0.7 ~ 0.95)

3.2 2단용 LRE 설계 Parameter

본 연구에서 설계하고 있는 케로신과 액체산소를 추진제로 사용하는 우주발사체의 2단용 LRE의 기본 개발 사양을 다음과 같다.

- 1) 추력 : 10톤급
- 2) 비추력 : 330 sec 이상
- 3) 혼합비 : 2.4
- 4) 연소실압력 : 6MPa
- 5) 계도 평균 출구 대기압 : 0.1 bar

본 연구에서는 비추력 요구 조건을 만족시키기 위해 표 1과 같이 5가지의 노즐 형상을 고려하였다.

Table. 1. Comparison between value of each Performance

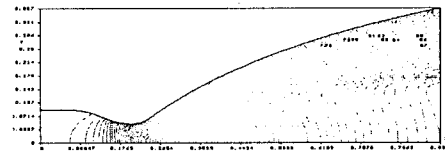
	Case 1	Case 2	Case 3	Case 4	Case 5
	Dth=10mm	Dth=10mm	Dth=10	Dth=10	Dth=10
	Lf=60%	Lf=60%	Lf=60	Lf=60	Lf=60
	Ex_Ratio=50	Ex_Ratio=50	Ex_Ratio=50	Ex_Ratio=50	Ex_Ratio=50
Mass flow (Kg/s)	31.2	35	35	35	35
Specific Impulse (m/s)	2990	2991	3040	3170	3218
Thrust (kN)	89.19	105.79	107.56	107.15	107
Total losses of specific Impulse (%)	4.32	4.29	2.73	3.34	2.71
Friction losses (%)	1.36	1.35	1.62	1.63	1.83
Deviation losses (%)	2.96	2.94	1.11	1.71	0.88

여기서 Dcyl = 연소실 직경, Dth = 노즐목 직경, $L_f = 15^\circ$ 원추형 노즐 길이에 대해 무차원화 된 노즐길이, Ex_Ratio = 노즐 팽창비 이다.

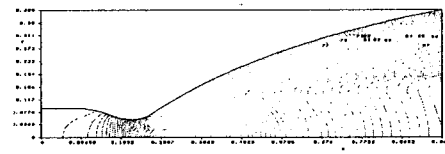
표 1에서 각 Case에 대한 유량, 비추력, 추력, 비추력 손실, 마찰 손실, 분산 손실 (Deviation Loss)의 계산된 결과를 비교하였다. 노즐 목 직경을 초기 101mm에서 110mm로 확대시킴으로써 추력을 최대 107kN까지 증가시켜 요구 추력 Level을 만족시켰으며, 추진제 공

급유량도 35 Kg/s까지 증가 되었다. 여기서 계산된 추진제 유량은 재생냉각을 사용하는 엔진 시스템의 냉각 설계 초기 조건으로 활용되며, 시스템 Balancing 결과를 통해 얻은 결과값을 노즐 설계에 최종 반영시키게 된다.

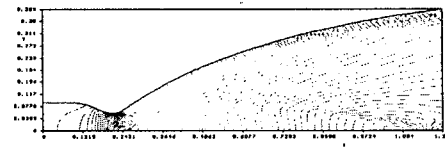
그림 3에는 노즐의 형상 Case에 대한 마하수 분포도를 나타내었는데, 각 경우에 대한 노즐 내부의 유동 박리는 없고, 벽면에서의 경사충격파도 관찰되지 않았으며, 팽창비가 확대되면서 출구 마하수가 4.8까지 증가함을 볼 수 있다.



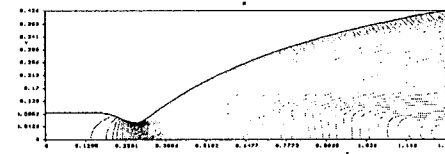
a) Case I, Lf=60%, Dcyl=90mm, Rth=50.5mm, Ex_ratio=50, Wall Temperature=600K



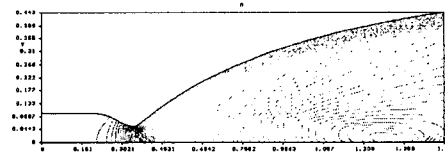
b) Case II, Lf=60% Nozzle, Dcyl=90mm, Rth=55mm, Ex_ratio=50, Wall Temperature=600K



c) Case III, Lf=80% Nozzle, Dcyl=90mm, Rth=55mm, Ex_ratio=50, Wall Temperature=600K



d) Case IV, Lf=80% Nozzle, Dcyl=99mm, Rth=55mm, Ex_ratio=60, Wall Temperature=600K



e) Case V, Lf=85% Nozzle, Dcyl=99mm, Rth=55mm, Ex_ratio=65, Wall Temperature=650K

Fig. 3 Mach No. of 5 cases assumed exit pressure of 0.1 bar

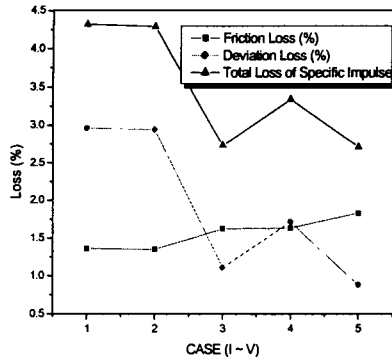


Fig. 4 Comparison between value of each losses

표 1과 그림 4는 5가지 노즐 형상에서의 손실을 보여주고 있다. 해석 대상 노즐의 마찰 손실 계수는 연소실의 길이가 증가함에 따라 1.35%에서 1.83%까지 완만하게 증가하고 있으나, 분산에 의한 손실은 L_f 길이의 증가를 통해 반경 방향의 흐름 손실을 최소화하여 초기 2.96%에서 0.88%까지 크게 감소되는 결과를 얻었다. 또한 노즐 벽 온도가 감소함에 따라 벽면 근처의 연소가스의 밀도 상승으로 마찰에 의한 손실이 증가함을 확인할 수 있었다. 최종적으로, 노즐에 대한 Case Study 결과로서, 면적 팽창비를 증가시키면서 노즐의 길이를 증가 시킨 결과 마찰에 의한 손실 증가에 비해 분산에 의한 손실이 더 크게 감소됨으로써 전체 비추력 손실이 4.32%에서 2.71%까지 감소되었으며, 비추력을 최대 330sec 까지 향상시킬 수 있었다.

본 연구 결과, 제한된 출구 직경에서 단순히 엔진 무게 감소를 위해 노즐 길이를 최소화하기 보다는 적절한 노즐 길이를 선정하여, 노즐 손실값을 최소화시키는 방향의 연구가 수행되었으며, 향후 재생 냉각 시스템에 대한 Energy Balancing 결과와의 설계 조율을 통해 엔진 시스템 측면에서의 노즐 성능을 향상시키는 방안에 대한 연구를 수행할 예정이다.

4. 결론

우주발사체 2단으로 사용가능한, 케로신과 액체 산소를 추진제로 하는, 10톤급 LRE의 기본 형상 설계 과정에서 노즐 손실을 고려하는 성능해석을 수행하였다. 성능해석에 사용된 알고리즘과 자체 해석 코드는 10톤급 LNG엔진의 지상 연소시험 결과와의 비교를 거쳐 타당성을 입증하였으며, 설계요구조건을 적합한 형상을 생성하기 위해 5가지의 노즐 형상을 고려하였다.

0.1bar의 고도 조건하에 5가지 노즐 형상에서 노즐 내부의 유동 박리와 벽면에서의 경사충격파는 관찰되지 않았으며, $L_f=60\%$ 의 경우에 비해 $L_f=85\%$ 인 최적 노즐에서 마찰 손실은 증가 하지 만 분산에 의한 손실을 감소시켜 전체적으로 비추력 효율을 증가시켰으며, 비추력 조건 (330sec 이상)을 충족시키는 노즐 형상을 도출할 수 있었다.

참고 문헌

- [1] Trusov B. "Thermodynamic research of high-temperature states and processes, method and practical use". Ph.D. Theses, 1984 (in Russian).
- [2] McBride J. "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance", NASA Lewis Research Center, 1967
- [3] Rao. G.V.R. "Exhaust nozzle contour for optimum thrust", Jet propulsion, 1958, V.28, P.337-382
- [4] Howard W., "Liquid Rocket Engine Nozzle", NASA Space Vehicle Design Criteria (Chemical Propulsion), 1976
- [5] Leschziner M. A., Rodi W., Calculation of Annular and Twin Parallel Jets Using Variation/Discretization Schemes and Turbulence Model Variations. Journal of Fluid Engineering, Vol. 103, 1981, p. 3
- [6] Arimasov. B. E. "Theory of Rocket engine" Moskba, p.228-233, 1969.
- [7] Vasiliev A.P , V.M. Kudryavtsev, V.A. Kuznetsov, et al. "Principles of Theory and Design of Liquid Rocket Engines." Moscow, "Vysshaya shkola", 1975