

액체로켓 추력실의 성능 예측 및 최적 형상 설계를 위한 해석코드 개발

김성구* · 박태선* · 문윤완*

Development of Chemical Equilibrium CFD Code for Performance Prediction and Optimum Design of LRE Thrust Chamber

Seong-Ku Kim* · Tae Seon Park* · Yoon-Wan Moon*

ABSTRACT

An axisymmetric compressible flow solver accounting for chemical equilibrium has been developed as an analysis tool exclusively suitable for performance prediction and optimum contour design of LRE thrust chamber. By virtue of several features focusing on user-friendliness and effectiveness including automatical grid generation and iterative calculations with changes in design parameters prescribed through only one keyword-type input file, a design engineer can evaluate very fast and easily the influences of various design inputs such as geometrical parameters and operating conditions on propulsive performance. Validations have been carried out for various aspects by detailed comparisons with the result of CEA code, experimental data of JPL nozzle, actual data for two historical engines, and ReTF data for KSR-III.

1. 서 론

액체로켓엔진의 추력실이 갖는 이론적인 최대 추력은 연소실에서 추진제가 완전하게 연소반응을 하고 노즐을 통해 팽창/가속되는 유동이 화학평형상태를 유지하면서 1차원 등엔트로피 과정으로 일어나는 경우로 생각할 수 있다. 이러한 이상적인 조건에서 추력실의 성능은 추진제 조합과 혼합비, 연소실 압력, 노즐 팽창비, 그리고 외기 압력만의 함수로 구할 수 있다. 그러나 실제의 경우, 다양한 추력손실 메커니즘이 존재하며, 노즐 형상, 분사기, 냉각시스템, 그리고 배

플 등의 설계에 따라 성능 및 효율이 좌우되므로 각 요소의 최적 설계가 중요하게 된다. 본 연구에서는 전용성, 편리성, 효율성을 고려하여 액체로켓엔진 추력실 설계에 활용할 수 있는 전용해석코드로서 화학평형을 고려한 2차원 압축성 유동해석코드를 개발하였다. 기하학적 형상 및 작동조건 변화에 따라 매번 격자계를 생성하고 연소실 조건을 따로 입력해야 하는 수고를 덜기 위해 키워드 입력 방식으로 된 하나의 input 파일을 통해 추력실 형상 및 작동조건에 대한 필수적인 입력값만을 지정하도록 하였으며, 변화시키고자 하는 설계파라미터들을 미리

* 한국항공우주연구원 (Korea Aerospace Research Institute)

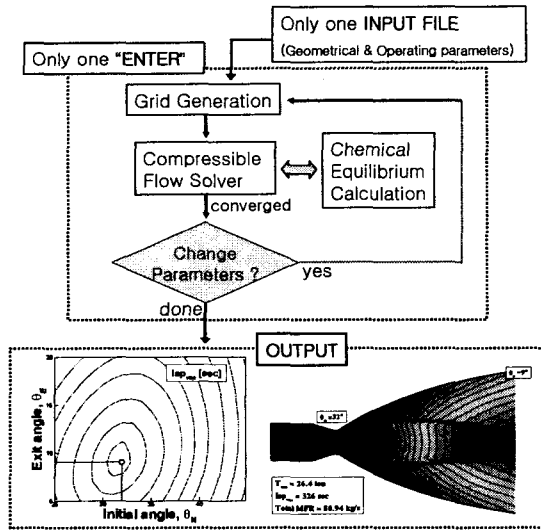


Fig. 1 Code structure characterized by "one INPUT & one ENTER"

지정함으로써 사용자는 한번의 실행을 통해 다양한 형상파라미터(노즐길이, 확대비, 노즐 초기 각 및 출구각)과 작동조건(연소실 압력, 추진제 혼합비)에 따른 성능의 변화를 손쉽게 빠르게 파악하여 설계에 반영할 수 있도록 하였다. Fig.1은 노즐 형상 설계에 활용한 한 가지 예를 보여주고 있으며, 3차 곡선으로 가정한 80% 벨 노즐에 대해 초기각을 25°부터 45°까지, 출구각을 5°부터 20°까지 각각 1° 간격으로 변화시켜 가면서 총336개(21×16)의 노즐형상에 대한 비추력의 변화를 예측하였다. 이때, 총 계산시간은 Pentium-IV 1.7G에서 약 6시간 40분 정도가 소요되었다.

2. 본 론

2.1 추력실 형상파라미터 및 격자계 생성

추력실 형상은 Fig.2에 나타난 바와 같이 11개의 기하학적 파라미터에 의해 정의되며, 각 파라미터를 결정하는 데 있어 고려사항 및 설계 지침은 문헌상[1]에 잘 나타나 있다.

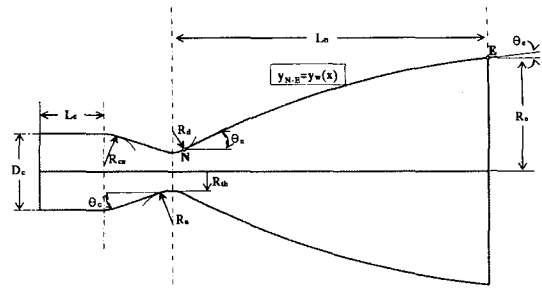


Fig. 2 Definition of geometrical parameters

이에 대한 입력값을 통해 코드 내부에서 자동으로 정렬격자계를 생성하게 된다. 이때, 변곡점 (inflection point) N점으로부터 노즐 출구 E점까지의 벽면형상 y_w 는 Table 1과 같이 몇 가지 수학적 함수들로 표현된다.

2.2 화학평형 계산방법 및 검증

화학평형 계산은 로켓엔진 설계에 널리 활용되어 왔다. 대표적인 프로그램으로 NASA Glenn RC의 CEA[2]와 Stanford 대학의 STANJAN을 들 수 있으나, 화학평형을 이용한 다양한 기능들을 포함하기 때문에 설계코드의 서브루틴으로 활용하기에 덩치가 너무 크다는 문제점이 있다. 따라서 본 연구에서는 Lagrangian 미정계수법을 이용한 Gibbs free energy minimization 방법을 사용하여 목적에 맞는 필수적인 화학평형 계산을 수행할 수 있는 서브루틴을 새로 작성하였다.

Table 1. Four types of wali contours for nozzle divergent portions

Type	Contour, $y_w(x)$	Constraints
Parabola	$a + \sqrt{b(x-c)}$	$(x_N, y_N), (x_E, y_E), \theta_n$
2nd-order polynomial	$a + bx + cx^2$	$(x_N, y_N), (x_E, y_E), \theta_n$
3rd-order polynomial	$a + bx + cx^2 + dx^3$	$(x_N, y_N), (x_E, y_E), \theta_n, \theta_e$
Circular arc	$y_0 + \sqrt{r_0^2 - (x-x_0)^2}$	$(x_N, y_N), (x_E, y_E), \theta_n$

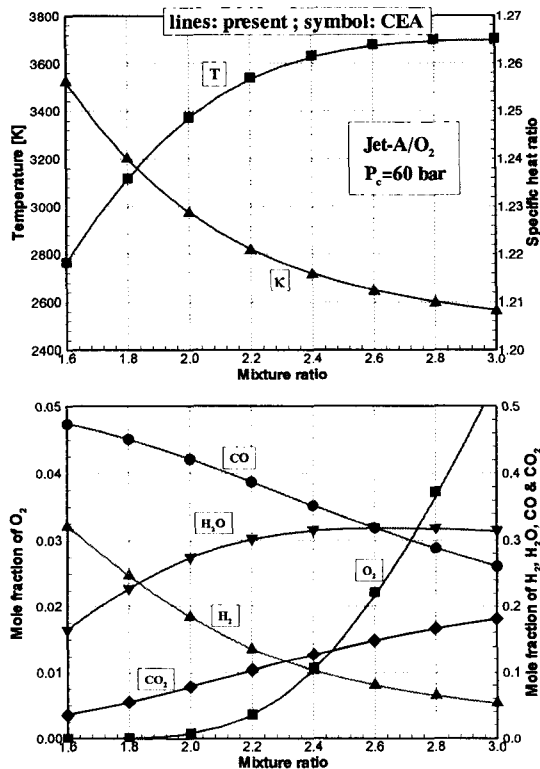


Fig. 3 Comparison of chemical equilibrium calculations between present(lines) and CEA code(symbols)

Fig.3은 화학평형 계산 서브루틴의 정확성을 검증하기 위해, 연소실 압력이 60 bar일 때, 추진제 조합 Jet-A/O₂의 혼합비를 변화시켜가며 계산한 결과를 CEA 코드 해석 결과와 비교한 것이며, 동일한 예측능력을 나타냄을 알 수 있다.

2.3 압축성 유동해석 방법 및 검증

지배방정식은 2차원 축대칭 비직교 좌표계에 유한체적법(Finite Volume Method)를 통해 이산화되며, 모든 마하수 영역으로 확장된 PISO (Pressure Implicit by Splitting of Operator) 알고리즘을 통해 속도-압력의 결합 (pressure-velocity coupling)을 처리하였다[3]. 대류항은 TVD (Total Variation Diminishing)을 만족하는 2차 정확도의 상류차분법을, 확산항은 중앙차분법을 적용하였다.

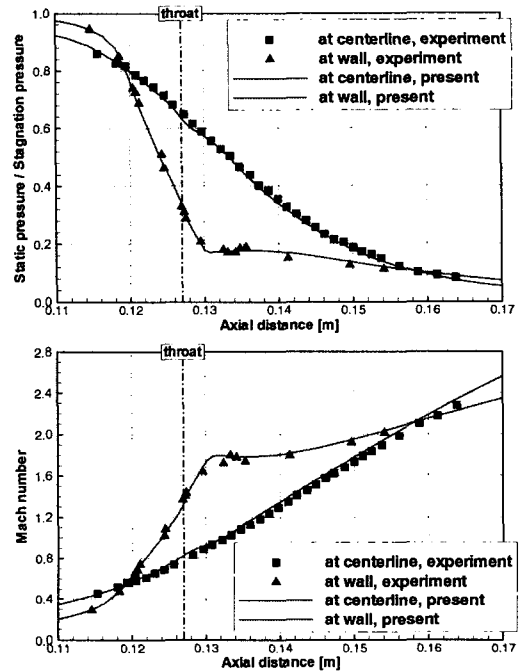


Fig. 4 Comparison of static pressure and Mach number along centerline and wall of JPL nozzle

Fig.4는 JPL(Jet Propulsion Laboratories)에서 실험한 15° 원추형 노즐내 공기의 유동을 해석한 결과이며, 실험 결과와 비교할 때 본 연구에서 사용한 수치모델은 초음속 축소-확대 노즐내에서 나타나는 압축성 유동 해석에 대해 충분한 정확도를 가지고 있음을 확인할 수 있었다.

2.4 SSME와 RD-107 엔진의 고공성능 예측

로켓엔진 연소실은 3,000~4,000 K의 고온과 수십에서 수백 기압까지의 고압 조건이 형성되기 때문에 일반적으로 안정하다고 알려진 분자들이 해리되어 주로 단원자 또는 이원자 상태로 존재할 수 있다. 노즐의 팽창과정을 통해 짧은 시간에 매우 급격한 압력 및 온도의 감소를 겪게 되므로 해리되었던 화학종들이 여러 단계의 연소반응을 일으켜 다시 삼원자 상태의 연소생성물로 재결합되고 이 과정에서 화학적 해리에 사용되었던 많은 양의 에너지가 다시 기계적 열

Table 2. Results of high-altitude performance of the SSME

	Isp _{vac} [sec]	Thrust _{vac} [ton]	Mass flow [kg/s]
Actual data	453	233	514
Frozen equil.	450	235	522
Shifting equil.	473	244	515

Table 3. Results of high-altitude performance of the RD-107 engine

	Isp _{vac} [sec]	Thrust _{vac} [ton]	Mass flow [kg/s]
Actual data	320	23.3	73.0
Frozen equil.	319	23.5	73.9
Shifting equil.	340	24.9	73.3

또는 운동에너지로 변환될 수 있다[4]. 노즐 내 팽창유동에 대해서는 일반적으로 (1) 연소가스의 화학적 조성이 연소실 조건과 동일하게 고정되고 온도와 압력의 감소에 따른 열역학적 상태량의 변화만을 고려하는 동결평형(frozen equilibrium)과 (2) 연소반응의 속도가 매우 빠르다는 가정하에 노즐의 팽창과정에서 겪게 되는 압력과 온도 감소에 무한히 빠르게 적응하여 항상 화학평형상태를 유지한다고 생각하는 이동평형(shifting equilibrium) 가정을 고려할 수 있다. Table 2과 Table 3는 각각 SSME와 RD-107 엔진의 고공작동조건에서 추력성능을 동결평형과 이동평형 가정으로 계산한 결과를 나타내고 있다.

2.5 작동조건 변화에 따른 KSR-III의 자상성능 예측

로켓엔진을 개발하는 데 있어 설계점에서의 성능 뿐만이 아니라 작동조건이 변화하는 경우 성능인자의 변화를 예측하는 것이 필요하다. KSR-III 주엔진에 대한 해석을 수행하였으며, Fig.5는 항우연의 ReTF(Rocket Engine Test Facility)에서 수행되었던 설계점 및 탈설계점 지상연소 시험결과와의 비교 결과이다.

3. 결론

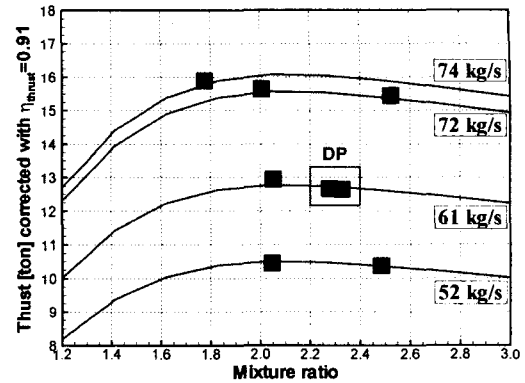


Fig. 5 Prediction of ground thrust of KSR-III engine at various operating conditions (symbols:ReTF data)

액체로켓 추력실 설계에 활용할 수 있는 전용해석 코드를 작성하였으며 다양한 측면에서 해석결과와 정확성 및 설계코드로서의 유용성을 검증하였다. 향후 벽면에서의 열전달 및 점성마찰에 의한 추력손실량을 정확히 계산하기 위해 벽면의 난류경계층에 대한 모델을 추가할 예정이다.

참고 문헌

1. Huzel, D.K. and Huang, D.H., "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines," Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 147, 1992.
2. McBride, B.J. and Gordon, S., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications," NASA Reference Publication 1311, 1996
3. Kim, Y.M. et al., "Pressure-Based Method for Combustion Instability Analysis," International Journal for Numerical Methods in Fluids, Vol. 19, 1994, pp.981-995
4. 최정열, 최환석, "액체로켓 노즐의 열화학적 성능 해석," 한국항공우주학회지 제31권 제1호, 2003년, pp.85-96