

액체로켓 추력실의 성능 예측 및 최적 형상 설계를 위한 해석코드 개발

김성구* · 문윤완** · 박태선***

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

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

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.

초 록

설계단계에서 수행되는 액체로켓엔진의 추력실 형상설계와 성능예측을 위하여 화학평형을 고려한 축대칭 압축성 해석코드를 개발하였다. 사용자의 편리함과 효율성에 중점을 두었으며, 형상파라미터의 입력값에 따라 자동으로 격자를 생성하고 연소실 조건은 추진제 조합, 연소압 그리고 혼합비를 지정함으로써 내부에서 계산하게 된다. 따라서 설계자는 추력실 형상 및 작동조건을 변화시켜 각각의 설계변수가 추력성능에 미치는 영향을 빠르고 손쉽게 파악할 수 있도록 하였다. CEA의 결과, JPL 노즐의 실험 결과, 두 종류의 LRE 실제 엔진 자료, 그리고 KSR-III의 설계점 및 탈설계점 연소시험결과와 비교함으로써, 다양한 측면에서 해석코드의 정확도와 적용성을 평가하였다.

Key Words: LRE(액체로켓엔진), Thrust Chamber(추력실), Chemical equilibrium(화학평형), CFD(전산 유체역학)

† 2004년 8월 3일 접수 ~ 2004년 10월 25일 심사완료

* 정희원, 한국항공우주연구원 연소기그룹

** 정희원, 한국항공우주연구원 엔진그룹

*** 정희원, 경북대학교 기계공학부

연락처, E-mail: kimsk@kari.re.kr

1. 서 론

액체로켓엔진의 추력실이 갖는 이론적인 최대 추력은 연소실에서 추진제가 완전하게 연소반응

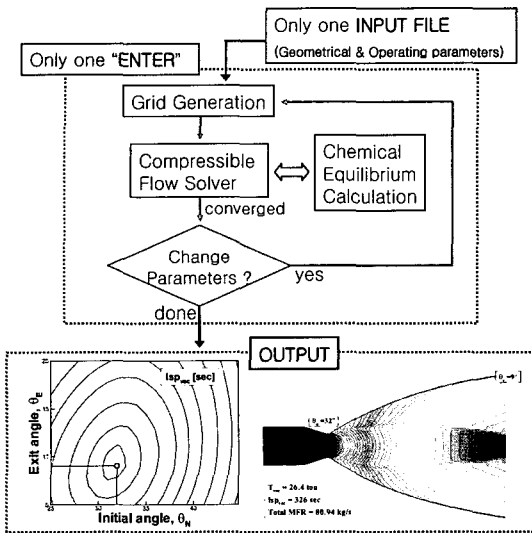


Fig. 1 Code structure characterized by "one INPUT & one ENTER"

을 하고 노즐을 통해 팽창/가속되는 유동이 화학 평형상태를 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 배플 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 추력실 형상파라미터 및 작동조건(연소압, O/F비)을 키워드 방식으로 된 하나의 input 파일을 통해 지정하도록 하였으며, 변화시키고자 하는 설계변수들(연소압, O/F비, 확대비, 노즐길이, 노즐 초기각 및 출구각)이 있는 경우, input 파일에 범위와 간격을 미리 지정함으로써 사용자는 한번의 실행을 통해 각각의 설계변수가 추력성능에 미치는 영향을 손쉽게 빠르게 파악하여 설계에 반영할

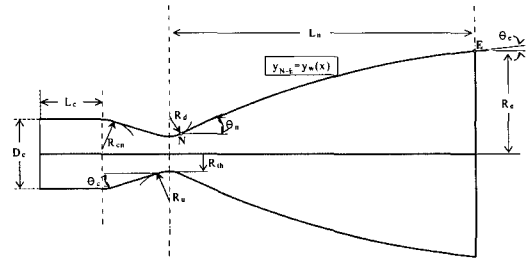


Fig. 2 Definition of geometrical parameters

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 변화시켜가면서 총336개(21×16)의 노즐형상에 대한 비추력의 변화를 예측하였다. 이때, 총 계산 시간은 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 설계지침은 문헌상[1]에 잘 나타나 있다.

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

Table 1. Four types of wall 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	$a + bx + cx^2 + dx^3$	$(x_N, y_N), (x_E, y_E), \theta_n, \theta_c$
Circular arc	$y_0 + \sqrt{r_0^2 - (x-x_0)^2}$	$(x_N, y_N), (x_E, y_E), \theta_n$

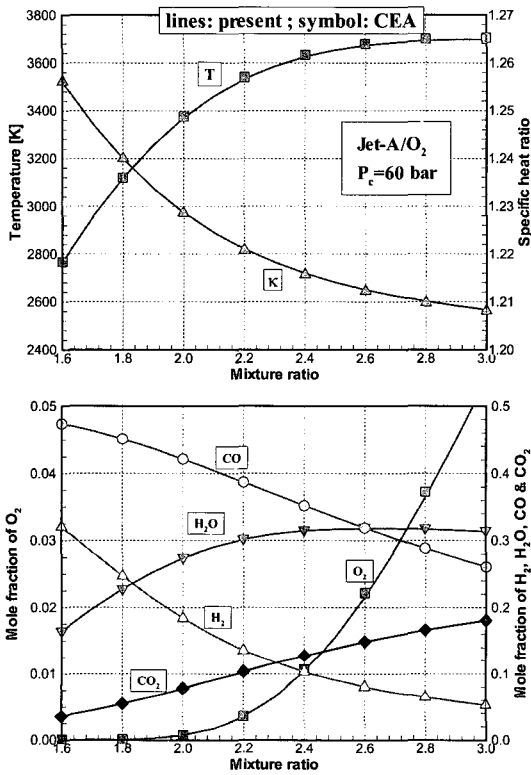


Fig. 3 Comparison of chemical equilibrium calculations between present(lines) and CEA code(symbols)

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.

Figure 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.

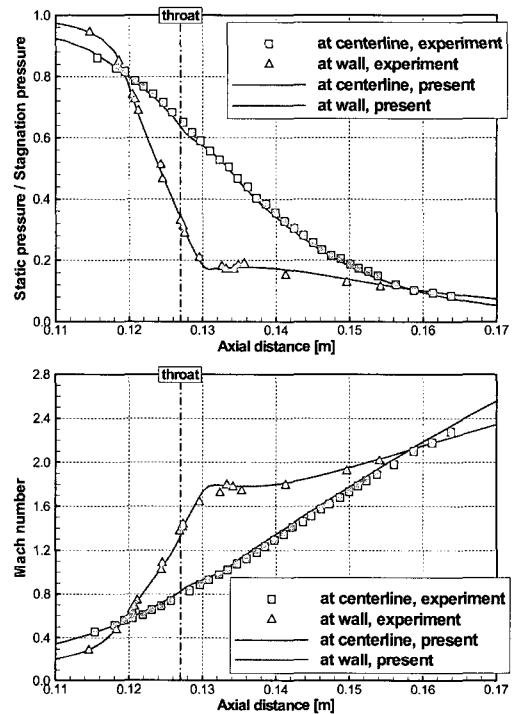


Fig. 4 Comparison of static pressure and Mach number along centerline and wall of JPL nozzle

2.3 압축성 유동해석 방법 및 검증

지배방정식은 2차원 축대칭 비직교 좌표계에서 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.

Figure 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 노즐에서 나타나는 압축성 유동 해석에 대해 충분한 정확도를 가지고 있음을 확인할 수 있었다.

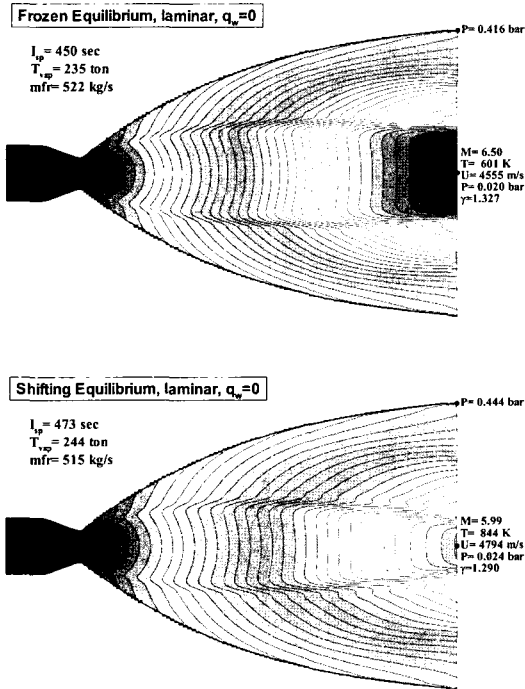


Fig. 5 Prediction of Mach number in the SSME using frozen (top) and shifting (bottom) equilibrium (H_2/O_2 , $P_{in}=226$ bar, $K_n=6.011$)

3. 결과 및 고찰

3.1 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 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 사용할 수 있다.

Figure 5에 나타난 결과는 각각 동결평형과 이동평형 해법을 통해 해석한 SSME 엔진 내 마하수 분포의 결과를 보여 주고 있다. 가장 뚜렷한 차이는 이동평형 결과에서 보다 큰 추력성능을 예측한 반면에 마하수 분포가 낮게 나타난다는 점이다. Fig. 5의 출구에서의 결과를 비교해 보면 이동평형 해석결과의 낮은 마하수는 에너지 회복에 따른 온도의 증가로 인해 음속이 크게 나타나기 때문이며, 축방향 속도 역시 이동평형 결과에서 크게 나타남을 알 수 있다. SSME 엔진의 경우에는 지상에서부터 진입궤도까지 약 8분간 작동하게 되므로, 지상조건에서 발생할 수도 있는 유동 박리(flow separation)에 대해 추가적 여부를 확보하기 위해 노즐 출구 벽면에서의 압력을 높여 줄 필요가 있었다. 초기에 Rao의 최적설계 값은 출구각 $\theta_e=7.5^\circ$ 에서 출구벽면압력이 0.317 bar였으나, 이러한 점을 고려하여 Rocketdyne의 엔지니어들은 초기각 θ_n 과 출구각 θ_e 를 다양하게 변화시켜가며 수많은 형상에 대해 해석을 수행하여 최소한의 성능 손실로

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

	Ispvac [sec]	Thrustvac [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

	Ispvac [sec]	Thrustvac [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

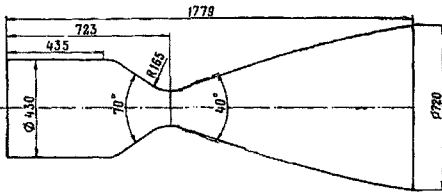


Fig. 6 Geometry of RD-107 thrust chamber

출구에서의 벽면압력을 높일 수 있는 방안을 모색하였다. 최종적으로 초기각과 출구각을 각각 $\theta_n=37^\circ$ 와 $\theta_e=5.3^\circ$ 로 변경하여 0.1%의 노즐 효율 감소를 통해 출구벽면압력을 0.393 bar로 약 24% 증가시켰다. Fig. 5에 나타낸 결과를 보면 KPP2D 코드에 의해 예측된 출구벽면압력이 거의 동일하게 나타남을 알 수 있다.

Table 2는 SSME 엔진에 대해 진공에서의 비추력, 추력, 그리고 추진제 유량을 비교한 결과이다. 추진제 유량의 경우 이동평형결과가 실제 값에 더 가까운 결과를 예측하고 있으며, 실제 비추력 값은 동결평형과 이동평형 해석 결과의 사이에 존재하는 것을 알 수 있다. 정량적 오차가 발생하는 가장 큰 원인은 연소실내에서 존재하는 복잡한 물리화학적 현상들을 화학평형상태로 묘사했으며, 추진제의 불균일한 공간적 분포를 무시하는 데에서 기인한다.

Figure 6은 러시아의 대표적 엔진중 하나인 RD-107의 형상을 나타내고 있다. SSME의 추력실 설계와 몇 가지 차이를 보이고 있는데, 노즐 목 하류의 팽창부에서의 곡률반지름이 크고 초기각이 상당히 작다. 또한, 노즐 벽면 형상은 반지름 5.8m의 원호(circular arc)로 설계되었으며 100% 벨 노즐에 해당하는 노즐길이를 가지고 있다. 추진제는 Jet-A/O₂로 가정하였으며, 연소압 60.49 bar, 혼합비 2.51에 대해 해석을 수행하였으며, 고공성능 예측 결과는 Table 3과 같다.

3.2 작동조건 변화에 따른 KSR-III의 지상성능 예측

로켓엔진을 개발하는 데 있어 설계점에서의 성능 뿐만 아니라 작동조건이 변화하는 경우 성능

Table 4. ReTF experimental data for KSR-III engine at design and off-design operating conditions

Test No.	연소압 [bar]	추진제 총유량 [kg/s]	혼합비 Km	지상추력 [ton]	Isp [sec]
ReTF_0 2-10/54	13.919	60.831	2.278	12.671	208.30
ReTF_0 2-13/57	13.741	61.067	2.328	12.647	207.10
ReTF_0 2-16/60	16.416	72.302	2.005	15.643	216.36
ReTF_0 2-19/63	16.229	72.056	2.523	15.445	214.35
ReTF_0 2-22/66	11.708	52.462	2.484	10.376	197.78
ReTF_0 2-25/69	11.885	52.656	2.045	10.452	198.50
ReTF_0 2-33/77	14.186	62.100	2.052	12.947	208.49
ReTF_0 2-34/78	16.927	74.147	1.776	15.896	214.38

인자의 변화를 예측하는 것이 필요하다. 이러한 경우에 대해 KPP2D 코드의 해석결과가 정성적으로 타당한 경향을 예측할 수 있는지를 확인해 보기 위해 KSR-III 주엔진[5]에 대한 해석을 수행하였으며, Table 4와 같이 ReTF(Rocket Engine Test Facility)에서 수행되었던 설계점 및 탈설계점 지상연소시험결과와 비교하였다. KSR-III은 케로신을 연료로 사용하며 연소압과 팽창비가 각각 13.5 bar와 3.5이다. 동결평형과 이동평형 가정 중 어느 쪽을 사용하는가에 따라 최대 성능이 나타나는 혼합비의 위치가 다르게 나타난다. 케로신 연료의 연소반응은 수소에 비해 화학반응이 갖는 특성시간이 훨씬 크며, 연소압이 낮을수록 화학평형상태로부터 훨씬 더 멀어진다. 또한 확대비가 작을수록 연소가스가 노즐 내에서 체류하는 시간이 작으므로 KSR-III의 경우에는 동결평형 가정을 사용하는 것이 타당할 것으로 예상할 수 있다. 혼합비를 1.2에서 3.1까지 0.2 간격으로, 연소압을 9 bar에서 19 bar까지 1 bar 간격으로 변화시켜 가며 동결평형 해석을 수행하였다.

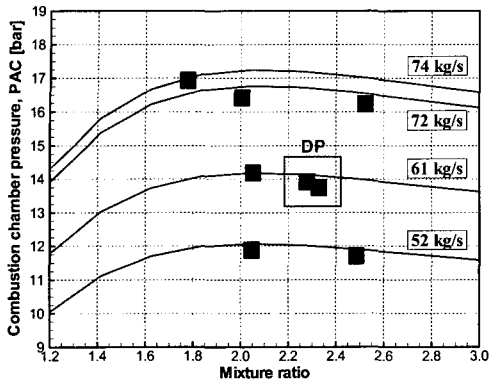


Fig. 7 Comparison of chamber pressure of KSR-III engine with various mass flow rates of propellants (lines: KPP2D; symbols: ReTF data)

계산시간은 121개의 작동조건에 대해 Pentium IV 1.7G에서 2시간 45분이 소요되었다. Fig. 7은 추진제 질량유량과 혼합비의 변화에 따른 연소압의 상관관계를 나타낸 결과이며, 해석과 실험결과가 정량적으로 잘 일치하는 것을 알 수 있다. 추력에 대해서는 측정값과 예측결과 사이에 일정한 상관관계가 존재하였으며, 해석결과가 실험에 비해 약 1톤 정도 높게 나타났다. 이것은 노즐의 팽창과정에 대한 가정과는 별개로, 이미 연소실 조건 자체를 균일한 혼합하의 화학평형상태로 가정하는 것이 특성속도 c^* 를 실제에 비해 과대 예측하기 때문이다[6]. 위에서 얻은 상관관계로부터 실제 엔진의 설계에 유용하게 사용될 수 있는 보정계수 $\eta_{corr} = 0.91$ 을 도출하였다. Fig. 8에 나타난 비추력 결과를 보면 앞서 언급한 바와 같이 상대적으로 저압이고 노즐 팽창비가 작은 케로신 엔진의 경우 동결평형 가정을 사용함으로써 혼합비에 따른 성능 변화를 잘 예측할 수 있었다. 그러나 케로신 엔진의 경우에도 연소기가 고압화가 될 수록 비추력이 최대가 되는 혼합비의 위치는 점차 증가하게 되므로 현재 항우연에서 개발하고 있는 30톤급 연소기($P_{ch}=52.5$ bar, $\varepsilon=11$)에 대한 해석과정에서는 이동평형가정을 적용하였다. 30톤급 연소기에 대한 ReTF 탈설계 연소시험이 완료되는 대로 정확한 검증을 수행할 예정이다.

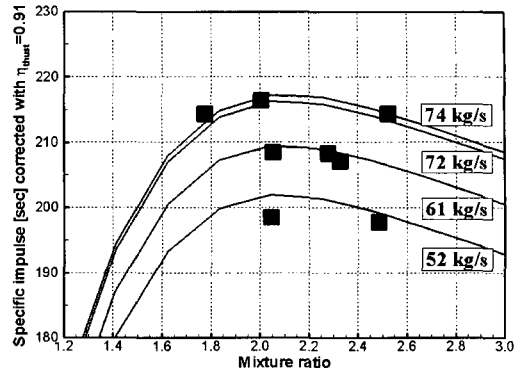


Fig. 8 Variations of specific impulse at sea-level with changes in operating conditions (lines: KPP2D; symbols: ReTF data)

3.3 고공용 엔진 추력설의 최적 형상 설계

아래와 같이 개념 설계된 고공용 액체로켓 추력설에 대해 비추력을 최대로 만드는 최적의 노즐 형상을 설계하였다.

- 추진제(Jet-A/O₂) 혼합비 $K_m=2.34$, 연소실 압력 40 bar
- 연소실 직경 $D_c=0.337$ m, 연소실 길이 $L_c=0.337$ m
- 노즐 목 반지름 $R_{th}=0.1066$ m, 팽창비=35

80% 벨 노즐로서 노즐 형상은 Table 1에 나타난 3차 곡선을 사용하였으며, 노즐 목 상류와 하류에서의 곡률반지름은 각각 $R_u=1.5 \times R_{th}$ 와 $R_d=0.382 \times R_{th}$ 로 결정하였다. 이때, 초기각 θ_n 을 25°부터 45°까지, 출구각 θ_e 는 5°부터 20°까지 각각 1° 간격으로 변화시켜가면서 총 336개 (21×16)의 노즐형상에 대해 해석을 수행하였다. Pentium IV 1.7G를 사용하였으며, 한 조건에서 해석코드가 수렴해물 얻기까지 평균적으로 대략 72초 정도가 필요했으며, 전체 계산시간은 약 6시간 40분 정도가 소요되었다. Fig. 9에서 보듯이 초기각 32°와 출구각 9°에서 비추력이 최대가 되었으며, 여기에 해당하는 노즐 형상과 내부 마하수 분포에 대한 예측결과는 Fig. 10에 나타내었다.

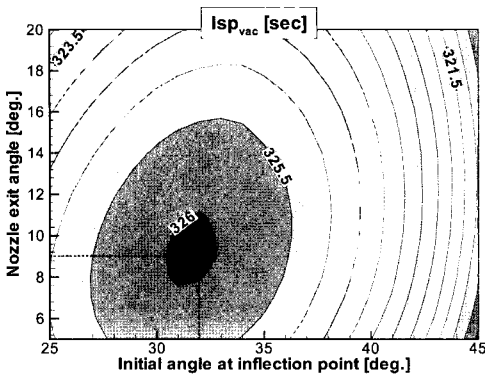


Fig. 9 Prediction of specific impulse at high altitude with changes in initial angle θ_n and nozzle exit angle θ_e .

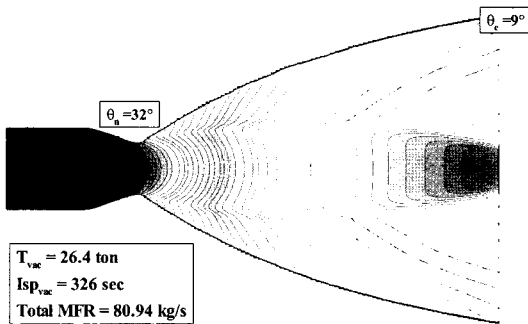


Fig. 10 Prediction of Mach number contours for the optimum designed nozzle with $\theta_n=32^\circ$ and $\theta_e=9^\circ$

4. 결 론

전용성, 편리성, 효율성을 고려하여, 액체로켓 추력실 설계에 활용할 수 있는 전용해석 코드를 개발하였다. 다양한 측면에서 해석결과의 정확성 및 설계코드로서의 유용성을 검증하였으며, 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) Gibbs free energy minimization 기법을 이용하여 화학평형 계산을 위한 서브루틴을 작성하였으며, 수소/산소와 케로신/산소의 추진제

조합에 대해 CEA 코드와 동일한 예측결과를 나타내었다. 또한 JPL 노즐내의 압축성 유동에 대한 해석결과를 실험과 상세히 비교하였으며, 이를 통해 본 연구에서 사용한 수치해석 기법은 아음속에서부터 초음속까지 모든 마하수 영역에 걸쳐 나타나는 압축성 유동장을 정확히 예측할 수 있음을 확인하였다.

(2) 현재 사용되는 실제 엔진에 대한 해석을 수행하였으며, 사용자가 따로 격자계를 생성시킬 필요가 없이, 형상파라미터의 지정을 통해 손쉽게 해석을 수행할 수 있는 사용자의 편리성을 확인하였다. 이때, 노즐을 통해 일어나는 팽창과정을 두 가지 극한적 조건, 즉 동결평형(frozen equilibrium) 또는 이동평형(shifting equilibrium) 상태로 가정하여 해석할 수 있으며, SSME와 RD-107 엔진에 대한 고공 추력 성능의 실제 값은 이 두 가지 해석결과 사이에서 존재하였다.

(3) KSR-III 엔진에 대해 연소압과 혼합비를 변화시켜 가며 지상추력 성능 변화에 대해 해석을 수행하였다. 설계점 및 탈설계점에서 수행된 ReTF 지상연소시험 결과와 비교할 때, 예측 결과는 추진제 유량과 연소압의 상관관계를 정량적으로 잘 나타내었다. 해석결과에서는 약 1톤 정도 지상추력을 과대 예측하였으나, 실험과 예측결과 사이에서 일정한 보정계수를 도출할 수 있었다. 보정계수를 통해 수정된 예측결과는 작동압력과 혼합비의 변화에 따른 지상추력 및 비추력의 변화를 정량적으로 잘 예측함을 알 수 있었다.

(4) 개념설계를 통해 결정된 2단 엔진의 사양에 대해 비추력을 최대화 하는 최적의 형상 설계를 수행하였다. 이때, 설계 파라미터로서는 3차 곡선으로 가정한 80% 벨 노즐에 대해 노즐 초기 각과 출구각을 다양하게 변화시켰으며 해석결과 초기각 32°와 출구각 9°의 형상 설계 결과를 얻었다. 변화시킬 형상파라미터 또는 작동조건을 미리 지정함으로써 한번 실행으로 다양한 설계 파라미터의 변화에 따른 성능의 변화를 파악할 수 있는 편리성을 확인하였으며, 계산시간 역시 설계코드로서 활용하기에 충분히 짧은 것으로

판단되었다.

(5) 일반적으로 액체로켓엔진은 레이놀즈수가 매우 크므로 성능을 예측하는 데 있어 난류의 영향을 무시하였다. 그러나 벽면에서의 열전달 및 점성 마찰에 의한 손실량을 정확히 계산하기 위해 벽면의 난류경계층에 대한 모델을 추가할 예정이며, 복합열전달(conjugated heat transfer) 모델을 추가하여 재생생각 연소실을 초기 설계하는 데 있어 활용할 수 있을 것으로 판단된다. 또한 다중격자법(multi-block technique)을 통해 지상 및 고공에서의 plume을 손쉽게 해석할 수 있도록 확장할 계획이다.

후 기

본 연구는 공공기술연구회에서 시행한 기본연구사업인 “로켓엔진 연소기 고성능화 기술개발”의 연구 결과 중 일부임을 밝힙니다.

참 고 문 헌

- [1] D. K. Huzel and D. H. Huang, “Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines,” *Progress in Astronautics and Aeronautics*, Vol 147, AIAA, 1992
- [2] B. J. McBride and S. Gordon, “Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications,” *NASA Reference Publication 1311*, 1996
- [3] Y. M. Kim, Z. J. Chen, C. P. Chen, and J. P. Ziebarth, “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, 2003, pp.85-96
- [5] 최환석, 설우석, 이수용, “KSR-III 액체추진제 로켓 엔진 개발”, *한국추진공학회지*, 제8권, 제3호, 2004, pp.75-86
- [6] 문윤완, 손채훈, 김영목, “Split-triplet 분사기를 장착한 액체 추진제 로켓엔진의 연소특성 해석”, *한국추진공학회지*, 제5권, 제3호, 2001, pp.41-51