KSR-III 액체 로켓엔진의 성능예측과 음향 불안정성 해석

문윤완* · 손채훈* · 김영목*

Numerical Prediction of Performance and Acoustic Instability in KSR-III Liquid Rocket Engine

Y. W. Moon* · C. H. Sohn* · Y. M. Kim*

ABSTRACT

Combustion characteristics of KSR-III liquid rocket engine are investigated numerically in the standpoints of engine performance and acoustic instability. In the present calculation, engine performance for design and off-design conditions is estimated effectively with reasonable error. Numerical results of acoustic instability show that engine operation for the design condition has sufficient stability margin, but for a certain off-design condition, acoustic instability can be triggered by artificial pressure perturbation. The present results are in a good agreement with the available experimental results and can be adopted for the prediction of engine performance and stability, depending on the specific operating condition.

초 록

본 연구에서는 KSR-III 액체 로켓엔진의 연소특성을 수치적인 방법으로 성능의 예측과 음향불안정성에 대해 해석하였으며 성능 예측에서는 여러 가지 시험조건에서 시험결과와 계산결과를 비교·검토하였다. 또한 음향불안정성은 KSR-III 액체 로켓에서 대체로 안정한 결과를 보여 주었으나 일부의 탈설계조건에서 압력섭동에 의해 불안정성이 야기될 수 있는 결과를 보였다. 이러한 결과들은 현재의 시험결과와 공학적인 오차범위 내에서 일치하는 경향을 보이고 있으므로 수치적 계산으로 성능 및 음향불안정을 효과적으로 예측할 수 있을 것으로 판단된다.

1. 서 론

액체추진제를 사용하는 로켓엔진에서는 액체추진제의 액적분열과 증발로 발생하는 연료 및 산화제 증기의 화학반응으로 추력을 얻는다. 이와같은 액체로켓엔진은 추력을 조절할 수 있고 또 추진제를 별도의 탱크에 저장하기 때문에 저장량에 따라서 연소시간도 연장할 수 있는 장점이 있는 반면 고체추진제 로켓모터에 비해 구조가 복잡하고 제작비가 많이 든다는 단점이 있다[1]. 이러한 액체로켓엔진의 성능을 계산하기 위하여서는 복잡한 많은 가정들이 필요하고 이러한 가정으로 인하여 다음과 같은 방법들을 사용하여 간단하게 예측할 수 있다[2].

1)동결평형방법(frozen equilibrium)

2)변동평형방법(shifting equilibrium)

또한 액체 로켓엔진에서 음향 불안정(acoustic instability) 현상은 로켓의 성능과 더불어 비행 안정성에 영향을 미치는 주요한 물리적 현상 중의 하나이다. 로켓 연소실내에서 발생하는 음향 불안정은, 연소 과정 중에 발생하는 열방출이, 연소실 내부에서 진동하며 전파하는 음향파(acoustic wave)와 상호 작용하여 음향파의 진폭을 어느 한도 이상으로 증폭시키는 현상을 말한다. 이로인해 연소실 벽면으로의 과도한 열전달 및 벽면 손상, 강한 구조물의 진동, 설계된 작동 조건의 예기치 못한 변화를 초래하는 것으로 알려져 있다[2,3]. 따라서 액체 로켓 개발 초창기부터 음향 불안정 현상에 대한 많은 연구가 이루어져 왔다[3,4]. 그러나, 그 현상의 복잡성으로 인해 아직까지도 명확하게 발생 기구(mechanism)가 규명되지 않고 있다.

액체 로켓 엔진과 같은 기하학적 형상에 대해서 종방향, 횡방향 (접선방향, 반경방향)의 음향파 모드 (mode)가 모두 존재할 수 있다[5]. 연소실내에서 존재하는 음향 모드 중 음향 불안정에 기여하는 가장 중요한 모드는 제 1, 2 접선(1T, 2T) 및 제 1 반경(1R) 모드로 알려져 있다[4].

* 한국항공우주연구원 로켓엔진연구그룹(Rocket Engine Research Dept., Korea Aerospace Research Institute)

로켓 엔진을 개발하는 과정 중에 음향 불안정성을 검토하는 단계는 꼭 필요하며, 개발 비용 절감을 위해 실규모(full scale) 시험 전에 수치해석에 의한 예측이 요구된다. CFD에 의한 음향 불안정 해석은 최근 컴퓨터 성능의 향상으로 많은 발전을 거듭하고 있으나, 로켓 엔진 연소실내에서 발생하는 비정상(unsteady) 3차원 이상(two-phase) 난류 연소 현상 중 일부의 물리·화학적 과정에 대해서는 이를 정확히 묘사할 수 있는 모델이 아직 제시되어 있지 않으며, 모델이 제시된 경우라도 이러한 모델을 모두 적용하여 해석하기에는 계산 시간이 지나치게 많이 소요되는 문제점이 있다. 이러한 한계에도 불구하고, 기존의 연구[6]를 토대로 활용 가능한 기존의 수치모델과 기법을 이용하여 작동 조건에 따른 음향 불안정 경향성을 조사하고자 한다.

본 연구에서는 성능계산의 검증을 위해 시험결과와 수치계산의 결과를 2차원 축대칭과 3차원으로 계산하여 비교, 검증하였으며 새로운 분무특성을 갖는 엔진의 결과를 예측해보았고 음향 불안정성의 계산에서는 계산 시간을 단축하고자, 2차원 축대칭 해석을 통해 엔진의 음향 불안정 특성을 분석하고자 한다. 따라서, 반경 방향 모드에 의한 음향 불안정 현상만을 논하겠다.

2. 본 론

본 연구에서의 수치적 계산은 CFD-ACE라는 상용 프로그램[8]을 사용하여 주위기체장과 분무액적, 화학반응의 상호작용을 모사하였으며 가스장과 분무장을 모사하기 위해 Lagrangian-Eulerian 접근방법을 사용하였다.

본 계산은 정상상태의 계산과 비정상상태의 계산으로 나눌 수 있다. 각각의 경우에서 공통되는 분무모델은 액적증발모델, 액적확산모델, 액적추적모델, 벽면에서의 액적충돌모델 등이다. 또한 비정상상태에서는 분무모델에서 액적분열모델인 TAB 모델[7]을 추가하여 계산을 수행하였다.

2.1 음향 불안정 해석기법

분사기는 반경방향을 따라 균등하게 분포시켰으며 분사되는 액적의 크기 분포는 Rosin - Rammler 분포[8]를 따랐다. 화학반응율은 Arrhenius 형태의 반응식을 이용하여 평가되었고, 난류 반응율 평가를 위해 eddy-breakup 모델[8]을 사용하였다. 공간차분에는 중앙차분법을, 시간적분을 위해서는 Crank-Nicolson법을 사용하였다. 시간간격은 약 1 μs로 설정하였다.

음향 불안정해석을 위해서는 먼저 주어진 조건에 대해 정상상태 해에 근접한 해를 구한 후, 이를 초기조건으로 비정상(unsteady) 해를 구하여 시간에 따른 유동장의 거동을 구하였다. 연소실내에 존재할 수 있는 압력 섭동(perturbation)을 모사하기 위해 입구에서 다음과 같은 압력 섭동을 인위적으로 부여하였다.

$$p_{inlet} = p_m[1 + p_a \sin(2\pi ft)] \quad (1)$$

여기서 p_m은 연소실 평균 압력, p_a는 상대적인 압력진폭, f는 가진 주파수, t는 시간을 나타낸다. 본 계산에서는 임의로 p_a=0.3, f=1,000 Hz로 설정하였다. 이와 더불어 인위적인 압력 섭동이 전혀 없는 경우, 즉 p_a=0인 경우의 유동장 거동을 구하여 두 경우의 계산 결과를 비교·분석하였다. 액적 증발에 관련된 물성치는 압력 섭동에 따라 변화할 것이며, 이러한 효과는 음향 불안정에 영향을 미칠 것이다. 본 연구에서는 해석의 단순화를 위해 이를 배제하고 해석을 수행하였다. 시간 경과에 따른 연소실내 관찰지점(monitoring point)에서의 압력변화에 초점을 맞추어, 압력변화 데이터를 토대로 FFT(Fast Fourier Transform)를 수행하여 연소실내 음향파의 지배적인 주파수를 분석하였다.

2.2 해석조건

주엔진의 수치계산을 검증하기 위해 방사형 엔진의 시험결과와 비교하였다. 설계조건 근처인 시험1, 2와 탈설계조건인 시험3, 4, 5 등을 2차원으로 계산을 수행하였으며 3차원으로 설계조건 2와 탈설계조건인 4를 계산하였다. 또한 충돌각 20 °, 직교형 엔진의 성능을 계산하여 보았다. 계산의 효율성을 추구하기 위해 방사형은 40 °, 직교형은 60 °의 계산영역으로 하여 periodic boundary condition을 적용하였다. 추진제로는 연료를 Kerosene, 산화제는 LOX를 사용하였으며 계산조건은 표 1에 요약하였다.

음향 불안정 해석은 표 1의 설계조건과 탈설계조건 3~5에서 2차원으로 수행하였다. 고주파 음향파 거동에 대한 특성 시간 scale은 상당히 짧으므로, 수 ms 정도까지 시간 적분으로 충분히 현상을 파악할 수 있었다.

3 결과 및 고찰

3.1 성능해석결과

표 2는 2차원 계산의 결과를 요약해 놓은 것이다. 추력에서는 공통적으로 약 -5% 내외의 오차를 보인 반면 압력은 약 +1.5% 내외의 오차를 보였다. 이 결과로 미루

Table 1. Calculation conditions and Test conditions (Radial type)

Test No.	m (kg/s)		V (m/s)		d_D (μm)
	Fuel	LOX	Fuel	LOX	VMD (Fuel)
Design	17.50	40.90	24.5	22.14	151.9
1	19.42	44.32	29.2	24.0	149.6
2	18.48	44.65	25.9	24.2	151.2
3	17.29	32.12	24.5	17.4	151.9
4	19.62	48.92	27.5	26.5	150.4
5	14.35	36.02	20.1	19.5	154.7

어 볼 때 2차원 축대칭의 계산은 실제시험보다 약 5% 정도의 과소예측을 하고 압력장은 약 1.5% 정도 과대예측을 하는 것을 알 수 있으며 이것으로 유량조건이 달라질 경우 빠른 계산으로 성능을 예측할 수 있을 것으로 생각된다. 여기서 시험 3은 연소불안정이 발생한 경우로 실제압력이 계산과 많이 다름을 볼 수 있는데 이것은 이 연구에서 가정한 정상상태로는 발견하기 어려운 부분이다.

표 3은 방사형 인젝터 엔진에서 3차원으로 계산하였을 때의 결과이다. 결과에서 보듯이 추력 및 비추력은 2차원 계산보다 약 1.5%가량 오차가 감소하는 것을 알 수 있으며 압력은 0.25% 내외에서 과대예측하는 것을 볼 수 있다. 이것은 2차원 축대칭 계산시 3차원 효과를 반영하지 못하여 발생하는 것으로 볼 수 있다.

또한 nominal 조건에서 충돌각 30 °인 방사형 엔진과 충돌각 20 °인 직교형 엔진을 계산하여 보았다. 방사형 인젝터의 경우 인젝터 요소의 개수가 216개인데 반해 직교형은 12개가 증가한 228개이다. 그로 인해 연료와 산화제의 분사속도가 감소된다. 직교형의 경우 추력과 비추력에서 약 2.25%감소하는 것을 알 수 있었으며 압력에서도 약 2.23%감소하는 것을 알 수 있었다. 또한 방사형에서 시험결과와의 오차를 직교형에도 적용시킬 수 있다면 실제 직교형 엔진의 추력은 약 11.75 ton이고 비추력은 201.9 sec로 추정되며 Hot spot cooling과 film cooling을 고려하고 두 종류의 냉각에 사용되는 연료는 전량 손실된다고 가정하면 손실되는 총량은 약 484g/s(hot spot cooling : 261g/s, film cooling : 223g/s)이 되고 이 때 추력과 비추력은 추진제의 총량과 추력의 상관관계에서 구하면 약 11.52 ton과 198 sec로서 약 2%의 성능감소가 예측된다.

Table 2. 2D calculation results compared to tests

Test No.	Numerical simulation			Hot-firing		
	Thrust (ton)	P (MPa)	I_{sp} (sec)	Thrust (ton)	P (MPa)	I_{sp} (sec)
Nominal	11.30	1.40	193.5	-	-	-
1	12.70 (-5.66%)	1.52 (+1.3%)	199.3 (-5.66%)	13.46	1.50	211.2
2	12.44 (-5.9%)	1.50 (+0.6%)	197.1 (-5.9%)	13.22	1.49	209.4
3	8.93 (-4.2%)	1.18 (+11.3%)	180.7 (-4.2%)	9.32	1.06	188.6
4	13.75 (-6.1%)	1.62 (+1.25%)	200.6 (-6.1%)	14.64	1.60	213.6
5	9.16 (-4.8%)	1.19 (+1.82%)	181.9 (-4.8%)	9.62	1.17	191.0

Table 3. 3D calculation results compared to tests

Test No.	Numerical simulation			Hot-firing		
	Thrust (ton)	P (MPa)	I_{sp} (sec)	Thrust (ton)	P (MPa)	I_{sp} (sec)
Nominal	11.56	1.387	198.6	-	-	-
2	12.74 (-3.6%)	1.495 (+0.27%)	202.3 (-3.4%)	13.22	1.49	209.4
4	14.06 (-4.0%)	1.604 (+0.25%)	205.7 (-3.7%)	14.64	1.60	213.6

현재의 성능예측계산은 정상상태(steady state)로 계산을 하였고 그로 인해 분무모델에서 액적분열모델 및 충돌모델 등을 모사하지 못 하였다. 또한 충돌제트를 모사하지 못하여 정확한 화염장을 예측하는데 한계가 있으므로 차후에는 충돌제트의 정확한 모사와 비정상상태(umsteady state)의 계산을 통하여 연소장 해석을 수행하여야 할 것으로 사료된다.

3.2 음향 불안정 해석결과

음향 불안정 해석은, 분사 충돌각 30도에 대해 탈설계조건 3에 대해 수행하였다. 음향 불안정성 발생 경향을 판정하기 위해서 세 가지 계산자료—(1) 관찰지점에서의 시간에 따른 압력변화, (2) 전 유동장에서의 압력장 분포 특성, (3) FFT 분석 결과—를 획득하였다. 관찰지점은 엔진 입구 근처이면서 벽근처의 한 지점으로 정하였다.

탈설계조건 3에서의 압력 변화 양상을 그림 1에 나타내었다. 압력 가진이 없는 경우에는 약 2%이내의 미미한 압력 진폭을 가지면서 안정화되었으나, 압력 가진이 있는 경우 10%내지 60%의 진폭을 가지며 불규칙적으로 진동하였다. 대체로 가진 압력 섭동을 따라가며 진동하였으나, 가진 주파수 이상의 고주파 진동도 발생하였다. 시간에 따라 계산된 압력 변화를 토대로 FFT를 수행한 결과, 가진 주파수 1,000Hz에서 최고 응답이 나타났고, 그 배음(harmonics)으로 2,000Hz에서도 상대적으로 큰 응답이 나타났으며, 본 연구에서 채택된 엔진의 1R 모드에 해당하는 3,400Hz에서도 감지할 만한 응답이 관찰되었다. 그림 2에 탈설계점 3 작동조건에서의 압력 분포를

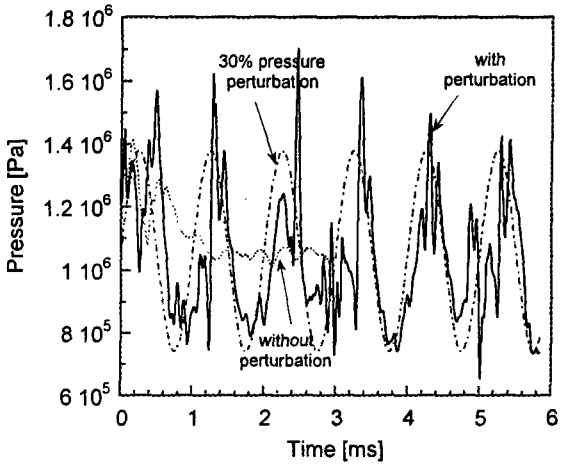
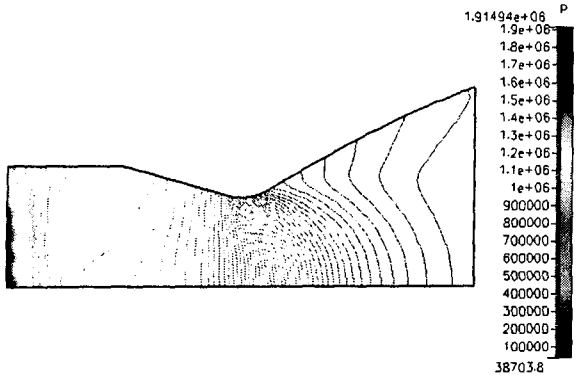
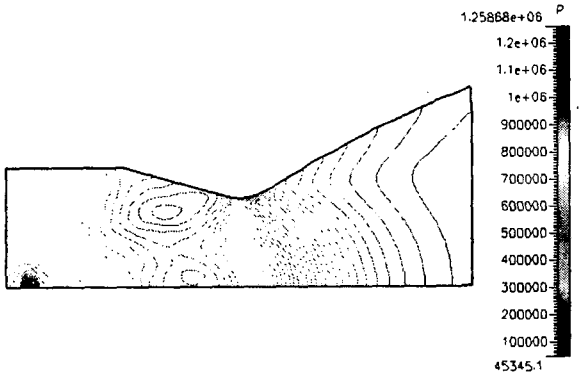


Fig. 1 Pressure variations as a function of time at the monitoring point.



(a) at 2.87 ms without perturbation



(b) at 5.81 ms with perturbation

Fig. 2 Pressure field for off-design 3 condition.

나타내었다. 압력 가진이 없는 경우에는 대체로 종방향 등압력선이 관찰되었으나, 압력 가진 시에는 군데 군데 압력 봉우리(pressure ridge)가 형성되어있고, 반경 방향의 등압력선 분포도 존재함을 알 수 있다. 이로부터 탈설계조건 3에서는 음향 안정성 여분이 충분하지 않아, 쉽게 음향 불안정이 야기(triggering)될 수 있다고 판단된다. 다른 탈설계조건들에서의 계산 결과, 설계조건에서보다는 불안정하지만, 탈설계조건보다는 훨씬 안정한 양상이 나타났다.

4. 결 론

액체 로켓엔진에서의 성능을 시험결과와 비교, 검증하였고 실제 엔진의 결과를 예측하여 보았다.

2차원 축대칭 계산을 수행한 경우 추력, 비추력은 약 5% 내외의 오차에서 과소예측하는 경향을 보인 반면 연소압은 약 1% 내외에서 과대예측하는 경향을 보였다. 방사형 인젝터를 채택한 엔진의 3차원 계산에서 추력과 비추력은 2차원 계산의 경우보다 약 1.5%정도의 오차가 감소하여 추력은 3.8%내외, 비추력은 3.5%내외에서 과소예측하였고 압력은 0.25%내외에서 과대예측하는 경향을 보였다. 방사형 인젝터와 직교형 인젝터의 계산의 경우 직교형이 방사형보다 추력과 비추력에서 약 2.25% 성능의 감소가 있었으며 연소압에서도 약 2.23% 감소하는 것을 볼 수 있었으며 직교형 엔진에서 Hot spot cooling과 Film cooling에 사용된 연료는 연소반응에 참여하지 않는 소실이라고 가정하고 위의 오차를 고려하여 대략적인 계산을 하여 보면 추력과 비추력에서 약 2%의 성능감소가 예측된다.

또한 액체 로켓 연소실내에서의 음향 불안정 해석을 수행하여 작동 조건에 따른 음향 안정성 경향을 조사하였다. 계산 결과는, 작동 조건에 따라 연소실내에 압력 섭동이 부가되면 음향 불안정이 야기될 수 있음을 보여주고 있다.

해석에 사용된 난류 분무 연소 수치모델의 부정확성으로 인해 계산 결과의 정량적 정확성에는 한계가 있으나, 시험 결과와의 비교로부터 수치 해석 결과의 타당성을 입증하였고, 그 효용성을 찾을 수 있었다. KSR-III 로켓 엔진에서의 음향 불안정 발생 원인과 시험 결과와의 비교 분석은, 향후의 연구에서 좀더 심도있게 분석될 것이다.

후 기

본 연구는 과학기술부에서 시행한 특정연구개발사업인 "3단형 과학로켓 개발사업(KSR-III)"의 연구 결과 중 일부임을 밝힙니다.

참 고 문 헌

1. 홍용식, "우주추진공학," 제1판 5쇄, 청문사, 서울, 1998.
2. Sutton, G. P., "Rocket Propulsion Elements," 6th ed., John Wiley & Sons, Inc., New York, 1992.
3. Harrje, D. J. and Reardon, F. H. (eds.), "Liquid Propellant Rocket Instability," NASA SP-194, 1972.
4. Yang, V. and Anderson, W. E. (eds.), "Liquid Rocket Engine Combustion Instability," Vol. 169, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Washington, DC, pp. 215-246, 1995.
5. Zucrow, M. J. and Hoffman, J. D, "Gas Dynamics," Vol. II, John Wiley & Sons, Inc., New York, 1977.
6. 손채훈, "액체 로켓 엔진의 음향 불안정성 예측에 관한 이론적 연구", 한국항공우주학회지, 제29권, 제1호, pp.81-87, 2001.
7. Amsden, A. A., O'Rourke, P. J., and Butler, T. D., "KIVA-II:A Computer Program for Chemically Reactive Flows with Sprays," LA-11560-MS, 1989
8. CFD-ACE Theory Manual, Ver. 5.0, CFDRC, 1998.