

# 액체 로켓 엔진의 음향 불안정 예측에 관한 이론적 연구

손채훈\*

## Theoretical Study on Acoustic Instability in Liquid Rocket Engine

Chae Hoon Sohn

**Key Words:** Acoustic Instability, Transverse Acoustic Modes, Similarity

### Abstract

One method to analyse acoustic modes is proposed to predict the characteristics of acoustic instability in liquid rocket engine. It is based on the similarity between transverse acoustic modes and adopts two-dimensional axisymmetric geometry. Using this method, the first tangential mode in the prototype combustor can be analysed through the analysis of the first radial mode in the model combustor with doubled chamber diameter. Sample numerical calculation is demonstrated applying this method to sample rocket engine and thereby acoustic instabilities of the engine are investigated. The present results show a good agreement with the previous findings. The numerical analysis based on the proposed method is cost-effective and serves as the first approximation to the true solution.

### 1. 서론

액체 로켓 엔진에서 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. 이로 인해 연소실 벽면으로의 과도한 열전달 및 벽면 손상, 강한 구조물의 진동, 설계된 작동 조건의 예기치 못한 변화를 초래하는 것으로 알려져 있다[1, 2]. 따라서 액체 로켓 개발 초창기부터 음향 불안정 현상에 대한 많은 연구가 이루어져 왔다.

---

\* 한국항공우주연구소 로켓엔진연구그룹

액체 로켓 엔진의 유동/연소 현상은, 액체 연료/산화제의 분사, 제트(jet) 분열(breakup), 액적 분열, 무화(atomization), 증발, 연료/산화제 혼합, 화학 반응, 난류 유동과 같은 개별적인 물리·화학적인 과정을 포함하는 매우 복잡한 현상이다. 이러한 현상에 대한 접근 방법에 따라 음향 불안정에 대한 연구를 미시적 접근법과 거시적 접근법으로 분류할 수 있다. 미시적 접근법은 이러한 개별 과정이 음향 불안정에 미치는 영향을 각각 조사하여 종합함으로써 전체적인 음향 불안정 특성을 예측하는 방법이다. 여기에는 주로 분사-무화 과정이나 증발 과정에서 발생하는 운동량 및 물질 전달 현상에 초점을 둔 연구[3]와 연소로 인해 발생하는 열방출을 섭동에 의한 음향과 증폭에 초점을 둔 연구[4, 5]가 있다. 이러한 연구들을 통해 분사 속도가 크고 액적 직경이 작을수록 증발과 화학 반응 관점에서 음향 불안정에 기여함이 밝혀졌다. 거시적 접근법은 위의 개별 과정을 한꺼번에 고려하여 음향 불안정성을 예측하는 방법으로서 최근의 CFD에 의한 수치적 연구[6, 7]나 실험적 연구[8]는 대부분 여기에 해당한다. 전자의 방법은 개별적인 과정이 음향 불안정에 미치는 영향을 명확히 파악할 수 있는 장점이 있고 후자의 방법은 음향 불안정 특성을 직접적으로 예측할 수 있는 장점이 있다.

로켓을 설계하고 개발하는 과정 중에 음향 불안정성을 예측하는 단계는 꼭 필요하며 경제성을 고려해 보건의, 설계 검토 과정 중에 CFD에 의한 수치적 방법으로 일차 검토한 후, 엔진 제작 후 연소 시험을 통해 최종적으로 음향 불안정성을 평가하는 것이 바람직하다. 이러한 관점에서 수치해석을 통한 연소 해석

은 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.

액체 로켓 엔진과 같은 기하학적 형상에 대해서 종방향, 횡방향(접선방향, 반경방향)의 음향과 모드(mode)가 모두 존재할 수 있다. 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[3]. 따라서 본 연구에서는 제 1 접선방향 및 제 1 반경 방향 모드에 초점을 두기로 한다. 배플(baffle)이 장착된 축대칭 3차원의 엔진 형상에 대한 기존의 수치해석적 연구[6, 7]에서는 계산 소요 시간을 줄이기 위해 엔진을 덕트 형상의 2차원 형상 모델로 근사화하여 계산을 수행하였다. 이러한 근사화는 접선방향 모드를 분석하는데 효과적이지만, 배플이 장착되어있지 않거나 반경 방향 모드를 분석하기에는 적합하지 않다.

본 연구에서는 이러한 문제점을 해결하고 기존의 2차원 형상 모델을 보완하여 효율적인 2차원 계산을 수행하기 위한 방법을 제시하고자 한다. 이와 더불어 견본(sample) 액체 로켓 엔진에 대해, 제시한 방법을 적용한 수치해석을 수행하여 음향 불안정 특성을 조사하고자 한다.

## 2. 선형해석에 대한 이론적 고찰

## 2.1. 선형해석

로켓 엔진 연소실에 형성되는 반응 유동장을 지배하는 방정식은 기본적으로 질량, 운동량, 에너지, 화학종 보존 방정식으로 구성되어 있다. 각 보존 방정식은 모두 비선형 편미분 방정식이다. 만일 반응 유동장내에서 섭동하는 물리량이 미소하다고 가정한다면 지배방정식을 선형화하여 복잡하고 시간 소모적인 수치해석을 거치지 않고 해를 구할 수 있다. 물론 자연계의 현상은 본질적으로 비선형성을 보이지만 많은 경우에 선형해는 비선형해의 1차적 근사(first approximation)로서 활용될 수 있다.

액체 로켓 엔진의 연소 불안정 특성을 이론해석을 통해 밝힌 대표적인 연구 결과로서 Crocco의 감응 시간 지연 이론(sensitive time-lag theory)[2, 9]이 있다. Crocco는 원통형 밀폐 용기의 음향 특성에 바탕을 둔 선형해석을 통하여 그림 1과 같은 선형 안정한계곡선(stability limit; 일명  $n$ - $\tau$  곡선)을 제시하였다. 이러한 곡선들은 다음의 식

$$n = \frac{1}{1 - \cos(\omega_0 \tau)} \quad (1)$$

으로 표현된다. 여기서  $n$ 은 간섭지수(interaction index),  $\tau$ 는 무차원화된 감응하는 시간지연 값, 윗막대는 평균값(정상상태값),  $\omega_0$ 는 뒤에서 설명하듯이 횡방향 음향 모드의 고유치를 나타낸다[2]. 일반적으로 각 곡선의 최소점을 기준으로 곡선의 우측 부분이 의미있는 영역이며, 안정한계곡선의 윗부분은 불안정한 영역, 아랫부분은 안정한 영역을 나타낸다. 따라서 채택한 연소시스템의  $n$ 과  $\tau$  값을 안다면, 이 안정한계곡선에 의해 연소 불안정 발생여부를 판정할 수 있

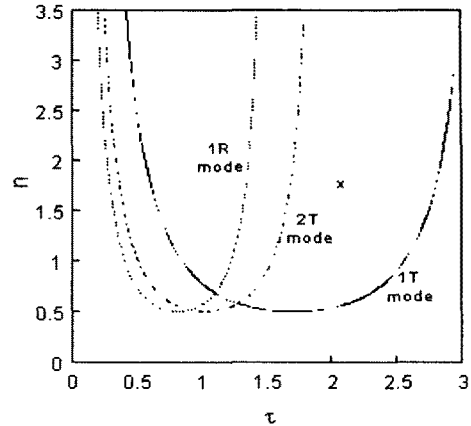


Fig. 1 Theoretical stability limits for the three lowest-order transverse modes (1T, 2T, and 1R modes)[2, 9].

다. 예를 들어 엔진 시스템의  $n$ 과  $\tau$  값이 그림상의  $x$  지점에 해당한다면, 채택한 시스템은 제 1 반경, 제 2 접선 모드에 대해서는 안정하며 제 1 접선 모드에 대해서는 불안정하다고 판정할 수 있다. 여러 가지 모델링 과정과 실험 데이터를 이용하여 시스템에 의존적인  $n$ 과  $\tau$  데이터들이 제시되어 있으나 새로운 엔진의 정확한  $n$ 과  $\tau$  값을 아는 것은 불가능하다.

비선형성을 고려하면 선형적으로 안정한 조건이더라도 불안정해질 수 있으며, 불안정에 의한 진폭의 증가가 유한한 값으로 제한된다. Crocco는 위와 같은 선형해석과 더불어 연소 응답과 관련된 비선형성만을 고려한 비선형해석[2, 9]을 수행하여 비선형 안정한계를 구하였다. 그 결과에 따르면, 선형 안정한계에 비해 비선형 안정한계가 더 좁지만(즉, 불안정 영역이 더 넓음), 그 차이는 약 15% 이내였으며 정성적으로는 유사한 형태의 곡선을 구하였다. 따라서 선형해석의 결과는 음향 불안정 특성의 본질을 반영한다고 판단할 수 있다.

## 2.2. 음향 모드의 상사성(similarity)

그림 1의 안정한계곡선으로부터 1R, 1T, 2T 모드는 서로 다른 불안정 영역을 갖고 있으며 이 중 1T 모드의 불안정 영역이 가장 넓다는 것을 알 수 있다. 따라서 1T 모드의 음향파에 의해 음향 불안정이 발생할 가능성이 가장 높다. 2.1 절에 나타낸 기존의 선형 불안정 해석의 결과로부터  $\bar{\tau}$  를  $\omega_o \bar{\tau}$  로 변환하면 세 개의 곡선이 모두 한 곡선으로 겹치게 됨을 알 수 있다. 즉, 독립변수  $\omega_o \bar{\tau}$  에 대해서는 같은 안정한계를 갖게 된다. 여기서  $\omega_o$  는 제 1 종 베셀 함수의 1차 도함수를 0으로 만드는 고유치이다. 참고로 1R 모드에 대한 고유치는 3.8317이며 1T 모드에 대한 고유치는 1.8413이다[2]. 1R 모드에 대한 고유치는 1T 모드에 대한 고유치의 약 2배이다. 세 곡선이 하나의 곡선으로 겹쳐지므로 무차원 변수  $\omega_o \bar{\tau}$  는 임의의  $n$  값에 대해서 음향 모드에 관계없이 항상 일정한 값을 갖게 된다. 이를 차원량 변수로 바꾸어 나타내면

$$\bar{\tau}^* \bar{a}^* \frac{\omega_o}{R_c^*} = \text{constant} \quad (2)$$

이 된다. 여기서  $\bar{a}$  는 연소실내 평균 음속,  $R_c$  는 입구쪽에서의 엔진 반경, 상첨자 \*는 차원량을 나타낸다. 여기서 다른 조건이 모두 동일한 경우, 안정한계곡선의 음향파 모드와 기하학적 형상에 대한 상사성(similarity)을 발견할 수 있다. 즉, 두 배의 직경을 갖는 엔진의 1R 모드에 대한  $\omega_o/R_c^*$  값과 원래의 직경을 갖는

엔진의 1T 모드의  $\omega_o/R_c^*$  값이 거의 같기 때문에, 두 배의 직경을 갖는 엔진에서의 1R 모드 안정한계는 곧 원래 직경을 갖는 엔진에서의 1T 모드 안정한계에 상응하게 된다. 물론 실제 연소실에서 발생하는 공명주파수는, 음향 에너지 증폭/감쇠 구조에 따라 이론적으로 예측된 주파수로부터 상당히 벗어날 수 있으므로 이러한 추론은 다분히 근사적일 수밖에 없음을 주목해야 한다.

순수 접선 방향 음향 모드에 의한 압력 섭동,  $p$  는 다음의 식으로 나타낼 수 있다[10].

$$p(r, \theta) \sim \sum_{0, k} \left[ J_k \left( \frac{\alpha_{0k} r^*}{R_c^*} \right) \cos(k\theta) \right] \\ \sim J_1 \left( \frac{\alpha_{01} r^*}{R_c^*} \right) \cos \theta \quad (3) \\ + J_2 \left( \frac{\alpha_{02} r^*}{R_c^*} \right) \cos 2\theta + \dots$$

여기서  $r$  은 반경방향좌표,  $\theta$  는 접선방향좌표,  $J_k$  는  $k$  차 제 1 종 베셀 함수,  $\alpha_{mk}$  는  $J_k$  의 1차 도함수를 0으로 만드는 근들을 나타낸다. 식(3)의 우변 첫 번째 항은 제 1 접선 방향 모드, 두 번째 항은 제 2 접선 방향 모드를 나타낸다. 여기서 알 수 있듯이 연소실 형상이 축대칭이더라도 주기가 가장 긴 제 1 접선 방향모드를 해석하기 위해서는 접선 방향으로 최소한 180도의 형상을 갖는 기하학적 모델이 필요하다. 그러나 앞에서 기술한 상사성을 이용하면, 계산시간이 많이 걸리는 3차원 해석을 수행하지 않고 2차원 축대칭 해석을 통해 1R 모드만을 분석해도 근사적으로 1T 모드에 의한 불안정성 발생여부를 판정할 수 있다. 즉, 해석 대상 엔진의 직경의 두배에 해

당하는 직경을 갖는 기하학적 형상에 대한 1R 모드를 분석하면 해석 대상 엔진의 1T 모드를 분석할 수 있다. 2차원 축대칭 모델의 문제점은 회전(spinning) 접선 방향 모드를 분석할 수 없다는 것이다[3, 10]. 본 연구에서 제시한 방법을 통해서도 여전히 이를 해결할 수는 없으며 정지 접선 방향 모드를 분석하는 것만이 가능하다. 한편, 각 음향 모드의 고유함수(eigenfunction)는 서로 다르기 때문에, 제 1 반경 모드로 제 1 접선 모드를 모사하는 경우, 압력 섭동의 진폭은 모사할 수 없으며 유사한 파동 형태와 주파수만을 구현할 수 있다.

앞에서 설명한 상사성을 다른 각도로 분석하면, 연소실 직경이 큰 엔진은 음향 불안정 측면에서 불리함을 알 수 있다. 이는 Ross[11]의 연구결과와도 부합하는 것이다. 다음 절에서는 이러한 상사성 개념에 바탕을 둔 견본 계산을 통하여 견본 로켓 엔진의 음향 불안정 특성을 논하고자 한다.

### 3. 견본 계산(Sample Calculation)

해석 대상으로 선정한 축대칭 견본 로켓 엔진의 기하학적 형상(축방향 길이 88 cm, 입구쪽 반경 21 cm)은 그림 2와 같다. 격자수는  $71 \times 31$  로 2201개이다.

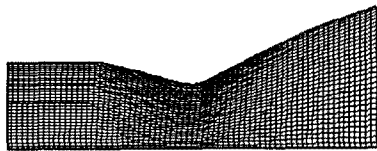


Fig. 2 Geometry of sample rocket combustor.

#### 3.1. 기본 음향 특성

그림 2의 기하학적 형상을 바탕으로, 엔진을 입구쪽 반경을 갖는 원통형으로 보고 근사적으로 추정된 엔진의 1T, 1R 모드의 공진 주파수(resonant frequency) [10]는, 연소실내 평균 음속을 1,340 m/s로 가정했을 경우 각각 1,870Hz, 3,890Hz이다. 대략적으로 견본 로켓 엔진은 2,000Hz와 4,000Hz 근방의 주파수를 갖는 음향파에 대해 어떤 응답을 보이느냐에 따라 음향 불안정 발생 여부가 결정된다.

#### 3.2. 수치 해석 방법

반응 유동장을 지배하는 방정식을 선형화하지 않고 수치해석을 통해 있는 그대로의 지배방정식의 해를 구한다. 본 견본 계산에서는 CFD-ACE[12]라는 수치 해석 코드를 이용해서 음향 불안정 해석을 수행하였다. 앞에서도 언급하였듯이 액체 로켓 엔진에서 발생하는 물리적인 현상은 매우 복잡하며 대부분의 현상이 현재의 기술적 수준으로 여전히 정확하게 모델링되어 있지 않다. 특히, 스프레이의 거동과 관계된 액체 연료/산화제 분사, 병합/분열, 무화, 증발과정들이 많은 가정과 근사화를 통해 단순하게 처리되어 있으며, 연소 및 난류에 대한 처리와 난류 연소과정 역시 근사적으로 처리되는 한계를 갖고 있다. 본 계산에서 채택한 연소 화학 반응식은 일단계 유한 화학 반응식이며, 1차 액적 분열 과정은 무시하였고, 2차 액적 분열 과정은 TAB(Taylor Analogy Breakup) 모델로 모사하였으며, 난류 모델로는 표준  $k-\epsilon$  모델이 사용되었다. 관련된 물리적 현상들의 상세한 모델링과 지배방정식 및 수치기법은 참고문헌[12]에 자세히 기술되어 있으므로 여기서는 생략한다.

연료는 케로신(kerosene), 산화제로는 액체 산소를 선정하였고, 분사기는 연료-산화제-연료(F-O-F) 조합 5쌍으로 근사화하여 반경방향을 따라 균등하게 분포시켰으며 분사되는 액적의 크기 분포는 Rosin - Rammler 분포[13]를 따랐다. 화학반응율은 Arrhenius 형태의 반응식을 이용하여 평가되었고, 난류 반응을 평가를 위해 eddy-breakup 모델[14]을 사용하였다. 공간차분에는 중앙차분법을, 시간적분을 위해서는 Crank-Nicolson법을 사용하였다. 시간간격은 약  $1\mu s$ 로 설정하였다.

연소 불안정해석을 위해 먼저 주어진 조건에 대해 정상상태 해에 근접한 해를 구한 후, 이를 초기조건으로 비정상(unsteady) 해를 구하여 시간에 따른 유동장의 거동을 구하였다. 즉, 인위적인 유동장 섭동을 부여하지 않고, 수치해에 내재되어 있는 수치섭동을 이용하였다. 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.

### 3.3. 계산 조건과 time scale 고찰

연료와 산화제의 분사 유량은 각각 16.2, 36.7 kg/s 이며 설정된 연소실 작동 압력은 200 psi 이다. 앞에서 언급하였듯이 축대칭 해석을 통한 근사적 1T 모드 분석을 위해 엔진의 직경을 인위적으로 두 배로 증가시켜 계산하는 과정이 필요하다. 또한, 고압에서의 불안정 경향을 예측하고 불안정 발생경향의 정도에 대한 상대적 비교를 위해 1,000 psi 로 설정된 임의의 고압 작동조건에서의 계산도 수행하였다. 계산조건을 정리하면

Table 1. Calculation conditions

	작동 압력	엔진 반경	비고
case 1	200 psi	1R <sub>c</sub>	1R 모드 분석용
case 2	200 psi	2R <sub>c</sub>	1T 모드 분석용
case 3	1,000 psi	1R <sub>c</sub>	고압 1R 모드 분석용

표 1과 같다. Case 1 보다 엔진 반경이 2 배 증가한 case 2 계산시에 작동 압력을 200 psi로 그대로 유지하기 위해 분사 유량을 증가시켰으며 마찬가지로 case 3의 계산을 위해서도 분사 유량을 증가시켰다.

비선형 물리적 현상에 대한 동적 거동을 파악하기 위해서는 가능한 한 오랜 시간 동안 시간적분을 진행시켜 긴 시간 동안의 거동을 관찰하는 것이 좋다. 그러나 무한정 진행시간을 길게 할 수는 없으므로 대상 주파수의 효과가 나타나기 위해 요구되는 최소 진행시간을 평가하는 것이 필요하다. 본 엔진의 기하학적 형상에 바탕을 둔 대상 주파수는 case 1, 3의 경우 약 4,000Hz이며, 엔진 반경이 두 배 더 큰 case 2의 경우 약 2,000Hz이다. 이를 주기로 환산하면 각각 0.25ms와 0.5ms이다. 따라서 계산을 1~2 ms 정도까지 진행시킨다면 대상 주파수의 효과를 파악할 수 있다.

### 3.4. 계산 결과

표 1의 각 경우에 대한 정상상태 해를 초기조건으로 비정상 해석을 통하여 유동장의 동적 거동을 관찰하였다. 종합적인 분석을 통해 불안정 발생여부를 판정하기 위해서 세 가지 계산자료- (1) 관찰 지점에서의 시간에 따른 압력변화, (2) 전 유동장에서의 압력장 분포 특성, (3) FFT 분석 결과- 를 획득하였다. 엔진 입

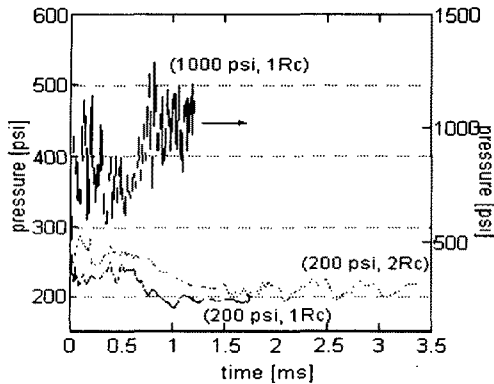


Fig. 3 Pressure variations as a function of time at the monitoring points.

구 근처이면서 벽근처의 한 지점- 그림 2에서 축방향, 반경방향으로 각각 격자 번호 5, 29에 해당하는 격자점- 을 관찰점으로 하여 이 지점에서의 시간에 따른 압력변화를 그림 3에 나타내었다. 그림으로 나타내지는 않았으나 관찰점 이외의 지점에서도 그림 3과 유사한 형태의 압력 변화 곡선을 얻을 수 있었다. 따라서 관찰점에서 얻은 압력 데이터를 분석하여 음향 불안정 특성을 논하고자 한다. 그림 3에서 보듯이 어느 경우나 일정 시간의 과도기간을 거쳐 새로운 해로 접근해 감을 알 수 있다. Case 3 (1,000psi, 1R<sub>c</sub>)의 경우에는 약 ± 10% 정도의 압력 진동이 존재하며, case 2 (200psi, 2R<sub>c</sub>)의 경우 약 ± 5% 정도의 압력 진동이 존재하였다. Case 1 (200psi, 1R<sub>c</sub>)의 경우에는 진폭이 미미하였다. 일반적으로 ± 5% 이상의 진폭이 계속적으로 유지되는 경우 불안정하다고 판정하고 있음에 비추어 볼 때[1], 건본 엔진은 설정된 작동 압력에서 1R 모드에 대해서는 안정하며, IT 모드에 대해서는 안정한계 근처의 영역에 있음을 알 수 있다. 추가로 작동 압력을 5배 높이면 확실히 불안정 영역에 들어있음을 알 수 있다.

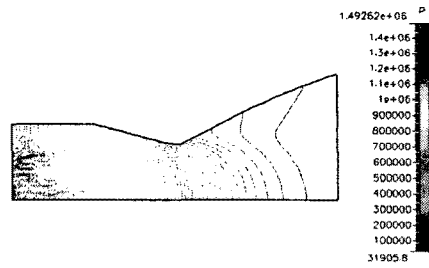


Fig. 4 Pressure field for case 1 (time=1.26 ms; The unit for pressure is Pa).

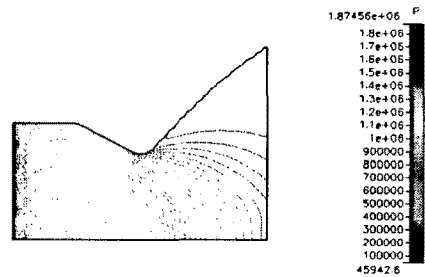


Fig. 5 Pressure field for case 2 (time=3.36ms; The unit for pressure is Pa).

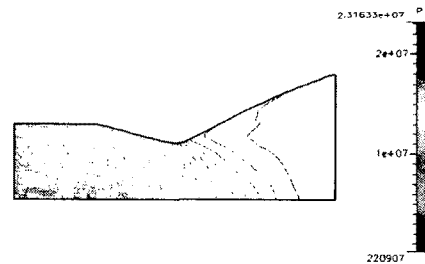


Fig. 6 Pressure field for case 3 (time=1.21 ms; The unit for pressure is Pa).

각 계산조건에서의 압력 분포를 그림 4~6에 나타내었다. 로켓 엔진 연소실내에서의 바람직한 압력 분포는 종방향으로 등압력선이 나타나는 분포이다. 압력의 반경 방향 분포는 문자 그대로 반경 방향 음향 모드의 존재를 의미한다. (200psi, 1R<sub>c</sub>)의 경우에는 등압력선이 대체로 종방향, 즉 길이방향으로 분포하고 있으며, (200psi, 2R<sub>c</sub>)의 경우에도 전체적

으로 종방향 분포를 유지하나 부분적으로 반경방향 분포가 발생되어 있음을 볼 수 있다. 이에 반해서 (1,000psi, 1R<sub>c</sub>)의 경우에는 종방향 분포가 거의 사라지고 군데군데 압력 봉우리(pressure ridge)가 존재함을 명확히 볼 수 있다. 이와 같은 압력 분포로 볼 때, (200psi, 1R<sub>c</sub>)의 경우에는 안정한 영역, (200psi, 2R<sub>c</sub>)의 경우는 안정한계 근처 영역, (1,000psi, 1R<sub>c</sub>)의 경우는 불안정 영역에 들어 있다고 판단된다.

다음에 그림 3에 나타낸 시간에 따른 압력 데이터를 FFT 분석하여 얻은 power spectrum을 그림 7에 나타내었다. 관심대상이 아닌 1,000Hz 이하의 저주파수는 편의상 제거하였다. 이 그림으로부터 모든 계산조건에 대해 3.1절에서 추정된 공진 주파수에 해당하는 2,000Hz와 4,000Hz 근방에서 상대적으로 큰 응답이 나타나고 있음을 볼 수 있다. 이러한 결과는 수치해석 결과의 유효함을 간접적으로 보여주는 것이다. 즉, (200psi, 1R<sub>c</sub>)과 (1,000psi, 1R<sub>c</sub>)의 경우에는 4,000Hz 근방에서, 그리고 (200psi, 2R<sub>c</sub>)의 경우에는 2,000Hz 근방에서 상대적으로 큰 응답이 나타났다. 그러나 (200psi,

1R<sub>c</sub>)의 경우 최고치의 값이 주변값에 비해 주목할 만큼 크지 않기 때문에 지배적인 특정 주파수가 나타난 것으로 판단할 수 없다. 이에 반해서 (200psi, 2R<sub>c</sub>)의 경우 2,000Hz를 주목할 만한 주파수로 볼 수 있으며, (1,000psi, 1R<sub>c</sub>)의 경우에는 확실히 3,500Hz 근방의 주파수가 주목할 만한 유해 주파수라고 판정할 수 있다.

#### 4. 결론

액체 로켓 연소실내에서의 음향 불안정 예측을 위해, 횡방향 음향 모드와 상사성에 바탕을 둔 2차원 축대칭 형상 모델을 이용한 음향 모드 분석 방법을 제시하였다. 이러한 방법은 기존의 2차원 형상 모델을 보완하므로써 2차원 계산을 통한 음향 불안정 연구에 도움을 줄 수 있을 것이다.

제시한 상사성 개념을 적용하여 견본 로켓 엔진에 대해 반응 유동장 수치 해석을 수행하여 음향 불안정 특성을 조사하였다. 해석에 수반된 많은 가정과 단순화로 인해 정확한 데이터를 얻기는 현재의 수준으로 불가능하므로 현재의 계산 결과에는 부정확성이 내포되어있으며 2차원 기하학적 모델의 채택으로 인한 한계도 포함되어있다. 그럼에도 불구하고 본 수치해석을 통해 기존에 알려져 있는 이론적인 사실들과 부합하는 결과를 얻을 수 있었다. 제한된 해석시간과 비용을 감안하면 제시한 개념을 이용한 2차원 축대칭 해석은 진정한 해(true solution)의 1차적 근사(first approximation)로서 활용할 만한 가치가 있다. 음향 불안정 실험 결과와 해석 결과의 비교 분석은 향후의 연구에서 고려될 것이다.

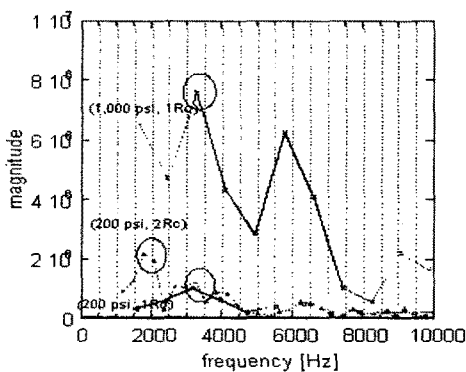


Fig. 7 Power spectrum through FFT analysis.

후기



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

### 참고문헌

- (1) Sutton, G. P., Rocket Propulsion Elements, 6th ed., John Wiley & Sons, Inc., New York, 1992.
- (2) Harrje, D. J. and Reardon, F. H. (eds.), Liquid Propellant Rocket Instability, NASA SP-194, 1972.
- (3) Yang, V. and Anderson, W. E. (eds.), Liquid Rocket Engine Combustion Instability, Vol. 169, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Washington, DC, 1995, pp. 215-246.
- (4) Sohn, C. H., Chung, S. H., Kim, J. S., and Williams, F. A., "Acoustic Response of Droplet Flames to Pressure Oscillations," AIAA Journal, Vol. 34, No. 9, 1996, pp. 1847-1854.
- (5) Kim, J. S. and Williams, F. A., "Acoustic - Instability Boundaries in Liquid-Propellant Rockets: Theoretical Explanation of Empirical Correlation," Journal of Propulsion and Power, Vol. 12, No. 3, 1996, pp. 621-624.
- (6) Dubois, I. and Habiballah, M., "Numerical Simulation of High Frequency Instability in an Oxygen/Hydrogen Rocket Engines," AIAA Paper 91-1860, June 1991.
- (7) Kim, Y. M., Chen, C. P., Ziebarth, J. P., and Chen, Y. S., "Prediction of High Frequency Combustion Instability in Liquid Propellant Rocket Engines," AIAA Paper 92-3763, June 1992.
- (8) Osherov, A. and Natan, B., "Combustion Instability in a Small Liquid Rocket Motor," The Aeronautical Journal, Vol. 103, No. 1023, 1999, pp. 245-252.
- (9) Crocco, L., "Theoretical Studies on Liquid-Propellant Rocket Instability," Tenth Symposium (International) on Combustion, The Combustion Institute, Pittsburgh, PA, 1965, pp. 1101-1128.
- (10) Zucrow, M. J. and Hoffman, J. D., Gas Dynamics, Vol. II, John Wiley & Sons, Inc., New York, 1977.
- (11) Ross, C. C., "Scaling of Liquid Fuel Rocket Combustion Chambers," AGARD Selected Combustion Problems, Vol. 2, Butterworths Sci. Pub., London, 1956, pp. 444-456.
- (12) CFD-ACE Theory Manual, Ver. 5.0, CFDRC, 1998.
- (13) Williams, A., Combustion of Liquid Fuel Sprays, Butterworths, London, 1990.
- (14) Williams, F. A., Combustion Theory, 2nd ed., Addison-Wesley, Menlo Park, CA, 1985.