

연소실에서 1/4파장 공명기의 주파수 동조에 대한 수치적 연구

박주현* · 박이선* · 손채훈**

A Numerical Study on Acoustic Tuning of Quarter-Wave Resonators in a Model Combustion Chamber

Ju Hyun Park* · I Sun Park* · Chae Hoon Sohn**

ABSTRACT

Acoustic tuning frequency of quarter-wave resonators is investigated numerically to suppress combustion instability in a liquid rocket engine. A quarter-wave resonator is adopted, which was designed from the cold acoustic test for optimal damping condition. First, in a model combustion chamber scaled down from a full-scale chamber, reactive flow field is analyzed numerically and acoustic-pressure responses are examined. Next, thermodynamic properties in the resonators are predicted. Based on the data, frequency tuning method is studied. The optimum tuning length of each resonator is proposed and thereby, sufficient damping is produced.

초 록

로켓엔진 연소기의 연소 불안정 억제를 위해 연소 상황에서의 1/4파장 공명기의 주파수 동조를 수치적으로 연구하였다. 상온 음향 시험을 통해 도출된 최적 감쇠 조건을 충족시키는 사양의 1/4파장 공명기를 채택하였다. 먼저, 실규모 연소실의 조건을 모사한 모형 연소실에서의 연소장을 수치해석하여 기본 음향과 응답 특성을 분석하였다. 다음으로, 이 연소실에 음향 공명기를 장착하여 공명기 내부 물성치를 예측하였다. 이러한 기본 데이터를 토대로 특정 음향 모드를 감쇠시킬 수 있는 주파수 동조 방안을 연구하였다. 각 공명기 내부의 물성치를 토대로 공명기를 개별 공명기의 최적 동조 길이로 설계할 경우에 충분한 감쇠 성능을 얻을 수 있었다. 설계의 편의를 위해 모든 공명기를 동일 길이로 설정한 경우, 길이에 따른 감쇠성능을 비교하여 제시하였다. 이를 토대로 최적의 동조길이를 찾을 수 있었다.

Key Words: Quarter-wave Resonator(1/4파장 공명기), Frequency Tuning(주파수 동조), Damping Factor(감쇠인자)

* 세종대학교 대학원 기계공학과

** 세종대학교 기계항공우주공학부

연락처 E-mail: chsohn@sejong.ac.kr

액체 로켓엔진의 고주파 연소 불안정은, 연소 과정 중에 발생하는 열방출이, 연소실 내부에서 진동하며 전파하는 음향파(acoustic wave)와 상호작용하며, 음향 진폭을 증폭시키는 현상을 말한다[1]. 음향 불안정으로 인해 분사기면과 연소실 벽면으로의 과도한 열전달 및 열손상, 심한 구조물의 진동, 설계된 작동 조건의 예기치 못한 변화가 초래되는 것으로 알려져 있으며, 최악의 경우 엔진의 파괴에까지 이르기에도 한다[1, 2].

연소실내에서 발생할 수 있는 음향파 모드를 억제하기 위해 수동제어기구(passive control device)를 장착하는 경우가 있다. 이러한 기구는 연소실에 부가적으로 장착되므로, 연소 성능을 감소시키거나 제작의 복잡성을 유발하는 문제점을 수반하지만, 적절히 설계될 경우 효과적인 음향 감쇠 효과를 볼 수 있다.

기존에 이미 널리 알려진 대표적인 공명기로는 Helmholtz 공명기와 1/4파장 공명기, 1/2파장 공명기가 있다. 본 연구에서는 수동제어기구 중 1/4 파장 공명기를 채택하여, 연소상황에서 공명기 내부 가스 물성치를 개략적으로 예측하는 방법을 수치적으로 탐구하였다. 계산 결과를 토대로 음향공의 동조주파수를 예측하였고, 음향 감쇠인자를 계산하여 음향 감쇠효과를 조사하였다.

2. 지배방정식과 수치해법

2.1 수치해석 방법

본 연구에서는 연속방정식과 운동량 방정식, 즉 Navier-Stokes 방정식, 에너지 방정식, 상태방정식의 풀이를 통한 연소실 내의 압력섭동을 구하였다.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i u_j) = - \frac{\partial P}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \mu \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu \left(\frac{\partial u_m}{\partial x_m} \right) \delta_{ij} + \rho f_i \quad (1)$$

여기에서 u_i 는 i 방향으로의 순간 가속도, u_j 는 j 방향으로의 순간 가속도를 의미하며, ρ 는

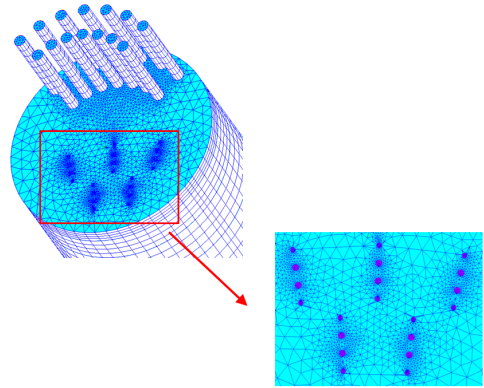


Fig. 1 Computational grids of a model combustion chamber with injector and resonators array

유체의 밀도, f_i 는 j 방향의 체적력을 나타낸다. Navier-Stokes 방정식은 비선형성과 경계조건의 복잡성이 결부되어 정확한 해석 해를 얻기가 불가능하므로, 수치해석적인 방법으로 해를 구하였다. 본 연구에서는 CFD-ACE[3]라는 코드를 solver로 이용하여 해를 구하였다.

2.2 해석 대상 연소실과 공명기

본 연구에서는 전체 연소실의 체적을 고려할 수도 있었으나, 해석을 용이하게 하기 위해 주기성을 가지고 있는 분사기 5개를 선택해 원통형의 subscale 연소실을 설계하여[4] 격자계를 구성하였다.

Figure 1에 나타난 연소실 직경은 128 mm, 축방향 길이 185 mm인 원통형으로 묘사하였고, 연소실 출구는 열린조건으로, 유체 주위의 경계조건으로는 모두 벽 경계조건을 사용하였다. 분사기는 4개의 구멍으로 Kerosene 연료를 사용하는 F-O-O-F 충돌형 분사기로 설계하였다.

공명기는 한쪽 끝이 닫혀있는 1/4파장 공명기를 사용하였다. 공명기의 직경은 7 mm이고, 분사기가 장착된 면에 14개를 위치시켰다. 공명기는 공명기 내부의 온도, 압력, 비열 등의 물성치를 계산하여 길이를 변화시켜 동조시켰다.

압력진동의 진폭값을 나타내기 위한 대표적인 관찰점(monitoring point)으로 분사기의 맞은편에서 축 길이방향으로 세 점, 연소실 길이방향의

중간지점에서 둘레방향으로 벽에 맞닿은 네 지점을 선정하였다.

2.3 음향공명기의 주파수 동조

본 연구에서는 순간화학반응식을 채택하여 계산된 유동장을 통하여 공명기 내의 물성치를 계산하여 동조주파수를 계산한다. 다음은 계산과정을 나타낸 것이다.

- (1) 공명기 내의 온도, 압력 및 체적질량분율 파악
- (2) 각 화학종에 대한 부분압력, 부분밀도, 질량분율 계산
- (3) 기체상수 결정
- (4) 질량분율과 정압비열, 정적비열을 이용하여 비열결정
- (5) 비열비를 구한 후 음속과 동조주파수 계산[5] 또 연소실의 공진모드에 맞추어 공명기의 길이를 다르게 하여 연소실의 감쇠인자를 최적화하여 공명기를 동조하였다.

3. 결과 및 논의

3.1 기본 음향응답

공명기가 장착되지 않은 연소실의 음향감쇠 특성을 확인하기 위해 연소상황의 공진특성을 파악하였다. 계산 결과 1L(제 1 종방향), 1T(제 1 접선방향) 등의 음향모드를 가지는 응답을 확인하여 Fig. 2에 나타내었다. 1L은 약 880 Hz, 1T는 약 3027 Hz임을 확인하였다.

이 결과를 토대로 연소실 내의 공진모드를 계산하는 이론식을 통해 음속을 계산하였다. 그 식은 다음과 같다[2].

$$c_{ch} = f_{1L} \times 4(l_{ch} + \Delta l) \quad (2)$$

여기서 c_{ch} 는 연소실 내의 음속, l_{ch} 는 연소실의 길이, Δl 은 질량보정인자이다.

식(2)를 통해 계산한 음속을 기준으로 연소실에 장착 할 1/4파장 공명기를 설계하였다. 공명기의 길이는 55 mm이고, 14개 모두 장착하여

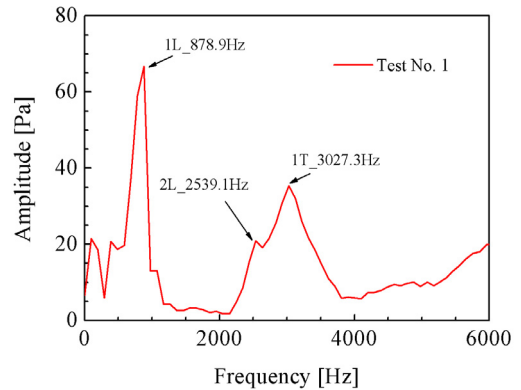


Fig. 2 FFT Spectrum of acoustic oscillations in a chamber without resonators

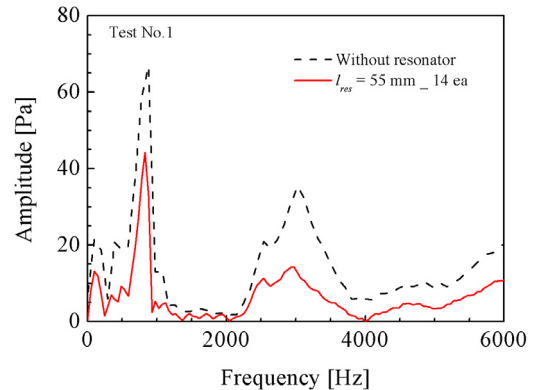


Fig. 3 FFT spectrum of acoustic oscillations in a chamber with and without acoustic resonators

계산을 수행하였다.

Figure 3은 공명기 유,무에 따른 음향응답이다. 공명기를 장착한 후 1T 모드 진폭이 감소하는 것을 확인할 수 있고, 감쇠인자는 17.2 %에서 23.5 %로 증가한 것을 확인하였다.

위 해석결과를 이용하여 각 공명기 내부의 물성치를 구하여 공명기의 동조주파수를 계산하였다. 계산결과 연소실의 음속으로 동조한 공명기는 연소실 내부의 연소 및 유동장의 영향 때문에 각 공명기의 동조주파수가 서로 다른 것을 확인하였다. 그 후 55 mm 공명기를 계산한 결과를 토대로 각각의 공명기의 길이를 서로 다르게 하여 각각의 공명기를 1T mode 주파수인

4. 결 론

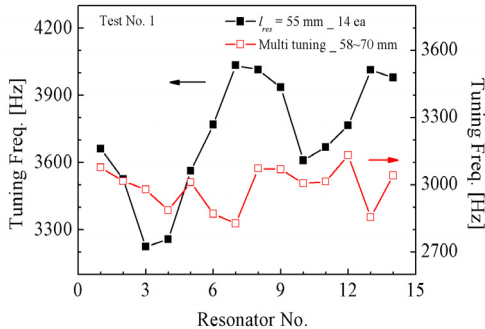


Fig. 4 Tuning frequency of acoustic resonators in a chamber same length and multi tuning resonators

3000 Hz에 근사하게 동조하였고, 그 길이는 58 mm에서 70 mm 범위에서 설계되었다. 그 결과를 Fig. 4에 나타냈다.

공명기 길이를 조절하여 최적의 감쇠인자를 가지는 공명기를 수치해석적으로 확인하였다. 공명기의 길이가 바뀔에 따라 연소실의 1T 모드 형태 및 크기가 변화 하였고, 공명기의 길이가 59 mm 일 때 감쇠인자가 29.6 %로 가장 높게 계산 되었다.

공명기가 없는 연소실의 음향응답과 서로 다른 길이로 동조된 공명기가 장착된 연소실, 그리고 59 mm 공명기 14개가 장착된 연소실의 음향응답을 서로 비교하였다. 공명기를 장착하였을 때 음향응답의 크기가 감소한 것을 확인 할 수 있었고, 두 가지 방법으로 동조시킨 응답의 크기가 서로 비슷한 것을 확인하였다. 감쇠인자의 크기는 공명기의 길이를 서로 같게 설계한 경우가 가장 컸으나, 음향응답의 형태가 두 개의 모드가 중첩 혹은 분기된 형태를 보이면 감쇠인자를 통한 공명기 성능 비교는 어려울 것으로 보인다.

모형 연소기에서 음향감쇠를 위하여 연소 상황하에서의 공명기 내의 물성치를 예측하고 이를 이용한 음향 공명기 동조를 수행하였다. 감쇠인자를 통한 음향 공명기 동조를 수치해석적으로 조사하였다. 이를 위해 먼저, 공명기가 장착되지 않은 연소실에서 연소상황을 수치해석적으로 모사하였고, 기본음향 응답을 확인하였다. 다음으로, 연소실의 음속을 기준으로 1/4파장 공명기를 장착하여 연소장을 해석하였고, 공명기의 물성치를 예상하여 공명기의 동조주파수를 구하였다. 감쇠인자를 통하여 공명기의 음향감쇠성능을 정량화하여 최적성능을 가지는 공명기를 찾을 수 있었다.

참 고 문 헌

1. Harrje, D. J. and Reardon, F. H., Liquid Propellant Rocket Combustion Instability, NASA SP-194, 1972
2. Yang, V. and Anderson, W. E. (eds.), "Liquid Rocket Engine Combustion Instability", Vol. 169, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Washington, DC, 1995, pp. 377-399
3. CFD-ACE-GUI Modules Manual, Ver. 2008, CFDRC, 2008
4. Sohn, C. H., Seol, W.-S., Shibanov, A. A., and Pikalov, V. P., "On the Method for Hot-Fire Modeling of High-Frequency Combustion Instability in Liquid Rocket Engines," KSME International Journal, Vol. 18, 2004, p. 1010-1018
5. Zucrow, M. J. and Hoffman, J. D., Gas Dynamics Vol. II, Wiley, NY, 1977