

로켓엔진 연소실에 장착된 음향 공명기의 bituning에 관한 수치적 연구

손채훈*

Numerical Study on Bituning of Acoustic Resonator in a Combustion Chamber of Liquid Rocket Engine

Chae Hoon Sohn*

ABSTRACT

A linear acoustic analysis is conducted to examine bituning of acoustic resonators for acoustic damping in a combustion chamber of liquid rocket engine. Bituned resonators are tuned to the two principal modes, the first tangential(1T) and the first radial(1R) modes. First, the acoustic-damping effect of monotuned resonators is investigated. The damping capacity is quantified by damping factor as a function of the number of the resonators monotuned to 1T or 1R mode. Next, the damping characteristics of the bituned resonators are investigated. From the numerical data, the number of resonators, to be tuned to 1T and 1R modes, respectively, can be selected properly.

초 록

액체 로켓엔진 연소기에 장착되는 음향 공명기의, 음향감쇠에 미치는 이중 주파수 동조(bituning) 효과를 수치해석적으로 조사하였다. 이중 주파수 동조된 공명기는, 두가지 주요한 음향파 진동 모드인 제1접선 방향(1T) 모드와 제1반경 방향(1R) 모드에 동조된다. 먼저, 단일 주파수 동조된 공명기의 음향 감쇠 효과를 조사하였다. 감쇠 성능은, 1T 또는 1R 모드에 동조된 공명기 개수의 함수로서 감쇠인자에 의해 정량화되었다. 다음으로, 이중 주파수 동조된 공명기의 감쇠 특성을 조사하였다. 해석 결과로부터, 1T와 1R 모드 각각에 동조될 적절한 공명기의 개수를 선정할 수 있었다.

Key Words: Bituning(이중 주파수 동조), Acoustic Resonator(음향 공명기), Liquid Rocket Engine(액체 로켓엔진), Acoustic Damping(음향감쇠)

1. 서 론

액체 로켓엔진의 고주파 연소 불안정은, 연소 과정에서 발생하는 열방출이, 연소실 내부에서 진동하며 전파하는 음향파(acoustic wave)와 상호작용하여 음향파의 진폭을 어느 한도 이상으

* 조선대학교 항공우주공학과
연락처, E-mail: chsohn@chosun.ac.kr

로 증폭시키는 현상을 말한다[1]. 음향 불안정의 부정적 결과로서 분사기면과 연소실 벽면으로의 과도한 열전달 및 그로인한 열손상, 심한 구조물의 진동, 설계된 작동 조건의 예기치 못한 변화가 초래되는 것으로 알려져 있으며, 최악의 경우 엔진의 파괴에까지 이르기도 한다[1, 2].

연소실내에서 발생할 수 있는 음향과 모드를 억제하기 위해 수동제어기구(passive control device)를 장착하는 경우가 있다. 본 연구에서는 수동제어기구중, 음향 공명기의 음향학적 감쇠효과에 초점을 맞추었다. 액체 로켓엔진 연소실과 같은 비교적 단순한 기하학적 형상에 대해서는 종방향, 횡방향 (접선방향, 반경방향)의 뚜렷한 음향과 모드(mode)가 모두 존재할 수 있다[3]. 따라서, 한 가지 음향 모드가 아닌 여러 모드에서 압력진동이 발생할 수 있으며, 이를 방지하기 위한 음향 공명기의 적절한 다중 주파수 동조(tuning) 방안을 시도할 필요가 있다. 본 연구에서는 단일 주파수 동조(monotuning)가 아닌 이중 주파수 동조(bituning) 특성을 수치해석적으로 조사하고자 한다.

2. 지배방정식과 수치해법

2.1 수치해석 방법

본 연구에서는 파동방정식(wave equation)의 풀이를 통해 연소실내 음향과 거동을 모사하였으며, 일반적으로 다음과 같이 나타낼 수 있다 [3].

$$\frac{1}{c^2} \frac{\partial^2 p}{\partial t^2} - \nabla^2 p = 0 \quad (1)$$

여기서 p 는 음향파에 의한 압력 섭동값, t 는 시간, c 는 음속, ∇^2 는 Laplacian 연산자를 나타낸다. 위 Eq. 1에 대한 경계조건과 파동방정식의 풀이, 유한요소법은 참고문헌[3-5]에 자세히 기술되어 있으므로 여기서는 생략한다.

2.2 해석대상 연소실과 공명기

해석영역으로 분사기면부터 노즐 목(throat)까

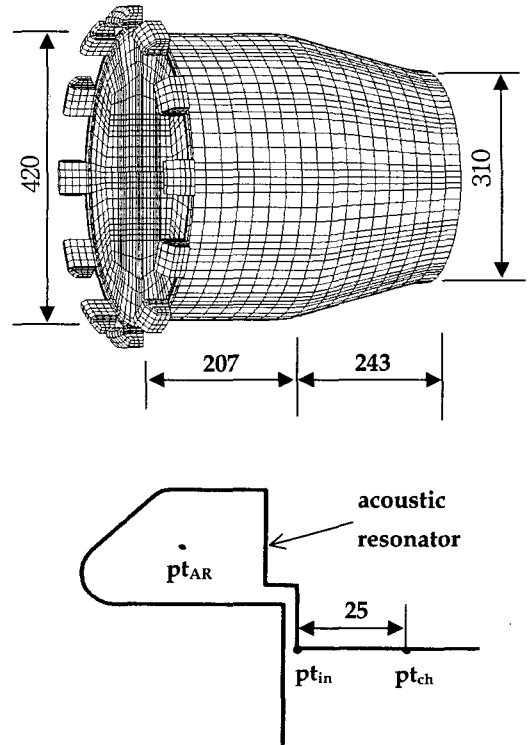


Fig. 1 Geometry and Computational Grids of the Sample Chamber with Acoustic Resonators [unit: mm]

지의 연소실을 채택하였고, 분사기면 주위로 12개의 공명기가 장착된 연소실의 형상과 사용된 격자계를 Fig. 1에 나타내었다. 실제 연소유동장 하에서 노즐 목은 음속조건을 만족하기에 음향학적으로 닫힌 끝단(acoustically closed end)이라 볼 수 있으므로, 이 그림에서 유체주위의 경계조건으로 모두 벽경계조건을 사용할 수 있다. 연소실내 유체는 상온의 공기로서 밀도는 1.21 kg/m³, 음속은 340 m/s로 설정하였다. 음향공의 온도는 주파수 동조를 위해 변화시켰다. 압력진동 진폭의 값을 나타내기 위한 대표적인 관찰점 (monitoring point)으로 가진음원의 맞은 편에 위치한 세 개의 지점—(1)공명기 내부 중앙지점 (pt_{AR}이라고 표시), (2) 오리피스 입구부분으로서 연소실 벽과 맞닿은 점(pt_{in}), (3) pt_{in}으로부터 축방향으로 2.5 cm 떨어진 지점(pt_{ch})—을 선택하였다(Fig. 1 참고).

2.3 음향 공명기의 주파수 동조(tuning)

고전적인 음향학적 동조방법을 따르자면, 연소실내 음향진동을 감쇠시키기 위해서, 감쇠시키고자 하는 음향파의 주파수에 음향 공명기의 주파수를 동조시켜야 한다[1, 7]. 본 연구에서 채택한 공명기는 Helmholtz 공명기 형태이므로 공명기의 동조주파수, f_0 는 다음의 식으로 표현된다[6].

$$f_0 = \frac{c_{AR}}{2\pi} \sqrt{\frac{S}{V(l + \Delta l)}} = c_{AR} \times G_{AR} \quad (2)$$

여기서, c_{AR} 은 공명기내 유체의 음속, S 는 오리피스 단면적, V 는 공명기의 체적, l 은 오리피스의 길이, Δl 은 질량보정인자로서 근사적으로 $0.85d$ (d 는 오리피스 직경)로 나타낼 수 있다. 기하학적 형상과 관련된 인자를 모두 묶어 G_{AR} 이라 표시했으며, 이를 음향공의 형상인자라 부르겠다. Eq. 2에 따라 음향공의 동조주파수를 조정하기 위해서는 c_{AR} , S , V , l , Δl 과 같은 인자들을 단독으로 또는 조합하여 변화시킬 수 있으며, 본 연구에서는 공명기와 오리피스의 기하학적 인자를 고정시키고 c_{AR} 만을 변화시켜 동조주파수를 조정하였다.

3. 결과 및 논의

3.1 단일 주파수 동조(monituning)

이전의 연구 결과[5]에 따라, 모드 분할을 피하면서 1T 모드를 억제하기 위해 전체 12개의 공명기중 3개를 570 Hz에 동조시켜 음향해석을 수행하였다. 나머지 9개의 공명기의 동조주파수는 1T 모드의 공진주파수와 전혀 무관하도록 2160 Hz로 설정하였다. Fig. 2에 해석 결과를 나타내었으며, 공명기에 의해 공진주파수는 502 Hz로 천이되었고, 감쇠인자는 2.45 %로 증가하였다. 공명기 개수의 효과를 조사하기 위해 570 Hz에 동조된 공명기 개수를 1개부터 12개까지 변화시켜 음향해석을 수행하였고, 그 결과를 Figs. 3~4에 나타내었다. Fig. 3에서 보듯이, 공명

기의 개수가 증가할수록 공진주파수는 낮은 주파수 대역으로 천이(shift)되고 진폭은 감소하였다. 공명기 개수가 증가함에 따라 감쇠인자는 지속적으로 증가하였으나, 3개를 초과하여 증가하는 경우 감쇠인자는 상대적으로 완만하게 증가하였다.

다음으로, 공명기를 제1반경 방향(1R) 모드에 단일 주파수 동조시켜 음향파 감쇠효과를 조사하였다. 공명기는 1100 Hz에 동조시켰고, 개수를 3~9개로 변화시켜가며 조화해석을 수행하였다.

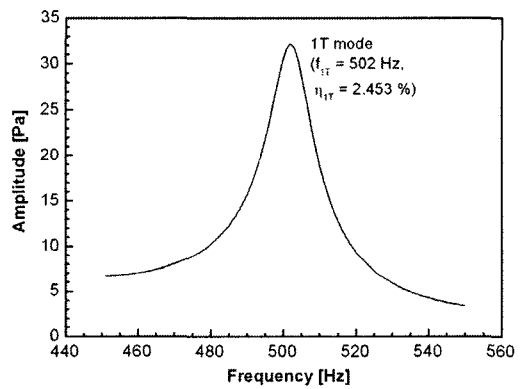


Fig. 2 Acoustic-Pressure Response of Combustion Chamber with Three Acoustic Resonators Monotuned to 1T mode

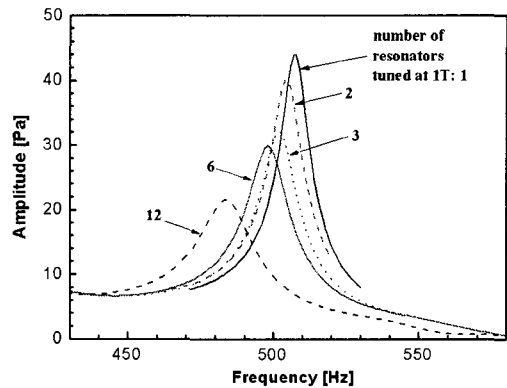


Fig. 3 Acoustic-Pressure Responses of Combustion Chamber with Acoustic Resonators Monotuned to 1T mode

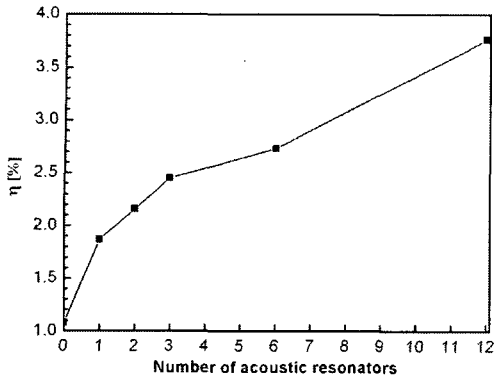


Fig. 4 Damping Factors of Combustion Chamber with Acoustic Resonators Monotuned to 1T mode

1T 모드에 동조한 결과와 마찬가지로 공명기 개수가 증가할수록 감쇠효과가 증가하여 음향 진폭과 감쇠인자가 증가하였으며, 특히 9개의 공명기를 동조시킨 경우에는 감쇠인자를 구할 수 없을 정도로 1R 모드가 감쇠되었다. 또한, 1T 모드와 비교하여 1R 모드의 음향 진폭은 1/10에 불과하였다.

3.2 이중 주파수 동조(bituning)

앞 절에서의 단일 주파수 동조 결과를 토대로, 전체 12개의 공명기중 6개를 1T에, 나머지 6개를 1R에 동조시킨 경우와, 9개를 1T에, 나머지 3개를 1R에 동조시킨 경우에 대해 계산하였다. 감쇠 대상인 1T와 1R 모드가 상당히 감쇠되어 효율적으로 이중 주파수 동조가 됨을 알 수 있었다. 한편, 어느 경우나 1R 모드는 감쇠되어 명확한 peak을 관찰할 수 없었다. 따라서, 본 연소실에서 더 큰 진폭을 가지고 진동하는 1T 모드에 가급적 많은 수의 공명기를 동조시키는 것이 바람직함을 알 수 있었다.

4. 결 론

액체 로켓엔진 연소기에서 음향감쇠를 위한 음향 공명기의 이중 주파수 동조를, 선형 음향 해석을 통해 조사하였다. 먼저, 단일 주파수 동

조된 공명기의 음향감쇠 효과를 조사하였다. 감쇠 성능은, 1T 또는 1R 모드에 동조된 공명기 개수의 함수로서 감쇠인자에 의해 정량화되었다. 동조된 공명기의 개수가 증가할수록 감쇠인자가 증가하였고, 음향진동 진폭이 감소하였다. 또한, 본 연구에서 채택한 연소실에서는 1T 모드에 비해 1R 모드의 진동은 미약하게 나타났고, 약 3개의 공명기로도 1R 모드의 진동은 억제할 수 있음을 알았다. 다음으로, 이러한 두 가지 모드에 이중 주파수 동조된 공명기의 음향감쇠 특성을 조사하였다. 수치해석 결과로부터, 1T와 1R 모드 각각에 동조될 적절한 공명기의 개수를 선정할 수 있었다.

참 고 문 헌

1. Harrje, D. J. and Reardon, F. H. (eds.), "Liquid Propellant Rocket Instability", NASA SP-194, 1972
2. Huzel, D. K., and Huang, D. H., "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines", Vol. 147, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Washington DC, 1992, p. 113
3. Zucrow, M. J. and Hoffman, J. D., Gas Dynamics, Vol. II, John Wiley and Sons, Inc., New York, 1977
4. 김성구, 김홍집, 손채훈, "로켓엔진 연소기 설계의 음향안정성 평가를 위한 해석코드 개발", 한국항공우주학회지, 제32권, 제6호, 2004, pp. 110-116
5. 손채훈, 김영목, "음향공이 장착된 로켓엔진 연소실의 음향장 해석", 한국항공우주학회지, 제30권, 제4호, 2002, pp. 28-37
6. 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