

음향공이 장착된 로켓엔진 연소실의 음향장 수치해석

손채훈* · 김영목**

A Numerical Analysis of Acoustic Behavior in Combustion Chamber with Acoustic Cavity

Chae Hoon Sohn* · Young-Mog Kim**

ABSTRACT

Acoustic behavior in combustion chamber with acoustic cavity is numerically investigated by adopting linear acoustic analysis. Helmholtz-type resonator is employed as a cavity model to suppress acoustic instability. The tuning frequency of acoustic cavity is adjusted by varying the sound speed in acoustic cavity. Acoustic pressure responses of chamber to acoustic oscillating excitation are shown and acoustic damping effect of acoustic cavity is quantified by damping factor. As the tuning frequency approaches the target frequency of the resonant mode, mode split from the original resonant mode to lower and upper modes appears and thereby damping effect is degraded. Considering mode split and damping effect as a function of tuning frequency, it is desirable to make acoustic cavity tuned to maximum frequency of those of the possible splitted upper modes.

초 록

음향불안정을 억제하는 수동제어기구중 하나인 음향공의 음향학적 효과를 파악하기 위해, 음향공이 장착된 로켓엔진 연소실의 음향장 특성을 수치해석적으로 조사하였다. 음향공 모델로서 Helmholtz 형태의 공명기가 채택되었고, 조화해석을 통해 주로 음향공에 의해 야기되는 음향학적 효과를 관찰하였다. 음향공의 동조주파수를 변화시켜가면서 연소실의 음향진동 응답을 구하고, 제1접선방향 음향모드의 감쇠인자를 구하였다. 동조주파수가 공진주파수에 접근함에 따라 모드분할 현상이 나타났고, 이로 인해 음향공을 본래의 제1접선방향 음향모드에 동조시키더라도 음향감쇠효과가 저하됨을 알았다. 효과적인 감쇠를 위해서는, 억제하고자 하는 음향모드로부터 모드분할 현상이 나타나지 않으면서 그 음향모드의 감쇠효과를 극대화하도록 음향공을 동조시키는 것이 바람직함을 알 수 있었다.

1. 서 론

* 조선대학교 항공우주공학과(Chosun University)

** 한국항공우주연구원 추진제어그룹(Korea Aerospace Research Institute)

액체 로켓엔진의 개발 과정에서 고려해야 할 여러 가지 항목 중 연소 과정과 밀접한 관련이 있는 것으로 음향 불안정(acoustic instability)이 있다[1]. 액체 로켓엔진에서 음향 안정성에 가장 큰 영향을 미치는 설계인자는 분사기의 형태와 사양이다. 따라서 분사기의 선정 단계에서부터 음향 안정성을 고려해야 한다. 다음 단계의 방법으로, 연소실내에서 발생할 수 있는 음향파 모드를 억제하는 수동제어기구의 장착이 있다. 음향 안정성을 확보하는 대표적인 수동제어기구로서 배플(baffle)과 음향공(acoustic cavity)이 있으며[2], 각각 고유의 특징과 장단점이 있다. 음향공의 대표적인 단점중 하나는, 감쇠시킬 수 있는 음향모드의 주파수대역이 좁다는 것이다. 그러나, 음향공의 적용을 통하여 음향 안정성을 확보한 연구 결과도 보고되어 왔으며, 음향 증폭이, 특정한 한가지 음향모드에 의해 지배되는 경우 음향공이 충분한 효과를 발휘할 수 있다고 알려져있다[3].

본 연구에서는 수동제어기구중, 배플에 비해 장착의 용이성이 뛰어난 음향공의 음향학적 효과에 초점을 맞추었다. 음향공의 장착에 의한 음향 불안정 억제 효과를 연구한 기존의 시험자료와 몇가지 해석적 연구들[4, 5]로부터 음향공의 적용 효과를 파악할 수 있다. 그러나 그 고전적인 음향학적 동조에 의구심이 있어 음향공의 음향학적 효과와 최대의 음향 감쇠를 달성하기 위한 음향공의 주파수 동조를 폭넓게 이해할 필요가 있다. 본 연구에서는 이에 대한 이해를 증진시키고 효과적인 음향감쇠를 위한 동조주파수를 밝히기 위해 음향공이 장착된 연소실의 음향거동을 수치해석적으로 조사하고자 한다.

2 수치 해석

2.1 수치 해석 방법

연소실내 음향파 거동을 모사하기 위해, 몇가지 가정을 통해 유도된 다음의 파동방정식(wave equation)의 해를 구한다[6].

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

여기서 p 는 음향파에 의한 압력 섭동값, t 는 시간, c 는 음속, ∇^2 는 Laplacian 연산자를 나타낸다. 위 식(1)에 대한 경계조건은 참고문헌[6]에 자세히 기술되어 있으므로 여기서는 생략한다. 파동방정식의 풀이를 위해 유한요소법(finite element method ; FEM)의 하나인 Galerkin 방법을 이용하였다[6].

2.2 해석 대상 연소실

해석영역으로 분사기면부터 노즐 목(throat)까지의 연소실을 채택하였고, 분사기면 주위로 12개의 음향공이 장착된 연소실의 형상과 사용된 격자계를 Fig. 1에 나타내었다. 분사기면쪽의 직경은 420mm, 노즐 목의 직경은 310mm이며, 분사기면으로부터 노즐 목까지의 축방향 길이는 450mm, 연소실의 수축부가 시작되는 지점까지의 축방향 길이는 207mm이다.

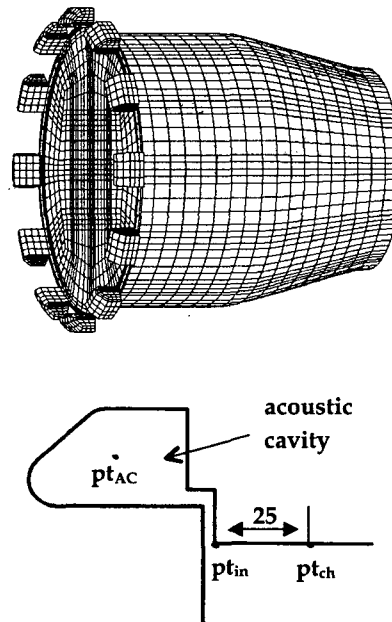


Fig. 1 Geometry and computational grid in combustion chamber with acoustic cavity

2.3 음향공의 주파수 동조

고전적인 음향학적 동조방법을 따르자면, 연소실내 음향진동을 감쇠시키기 위해서, 감쇠시키고자 하는 음향파의 주파수에 음향공의 주파수를 동조시켜야 한다[2, 4]. 본 연구에서는 Helmholtz 공명기 형태의 음향공을 채택하였다. 이 경우, 음향공의 동조주파수, f_0 는 다음의 식으로 표현된다[4].

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

여기서, c_{AC} 는 음향공내 유체의 음속, S 는 오리피스 단면적, V 는 음향공의 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_{AC} 라 표시했으며, 이를 음향공의 형상인자라 부르겠다. 음향공의 동조주파수를 조정하기 위해서, 본 연구에서는 음향공과 오리피스 기하학적 인자를 고정시키고 c_{AC} 만을 변화시켜 동조주파수를 조정하였다.

2.4 음향해석 수행방법

음향장 거동을 구하기 위해, 조화해석(harmonic analysis)을 수행하였다[7]. 경계면의 물성치인 경계흡수계수, β 의 값은 0.005로 설정하였다. 압력진동 진폭의 값을 나타내기 위한 대표적인 관찰점(monitored point)으로 가진음원의 맞은 편에 위치한 세 개의 지점—(1)음향공 영역내 중앙지점(pt_{AC} 라 표시), (2) 오리피스 입구 부분으로서 연소실 벽과 맞닿은 점(pt_{in}), (3) pt_{in} 으로부터 축방향으로 2.5cm 떨어진 지점(pt_{ch})—을 선택하였다(Fig. 1 참고). pt_{ch} 는 연소실의 응답을 대표하는 지점으로 선정되었다. 음향공에 의한 음향파의 감쇠 정도를 나타내는 인자로서 감쇠인자(damping factor), η 를 사용하였다[4, 7].

3. 결과 및 논의

음향공의 주파수 동조를 위해서는 음향공이 없는 기본 연소실의 공진주파수(기본 공진주파수)를 먼저 파악해야 한다. 상온 조건에서 모드 해석을 통해 구한 주요한 음향모드의 기본 공진주파수를 Table 1에 나타내었다. 기본 연소실에서의 1T 모드 감쇠인자는 1.076%였다.

Table 1. Resonant frequencies in combustion chamber without acoustic cavity.

acoustic modes	1L	1T	1T1L	2L	2T	1R
frequencies [Hz]	410.8	513.9	694.1	759.8	824.1	1018.1

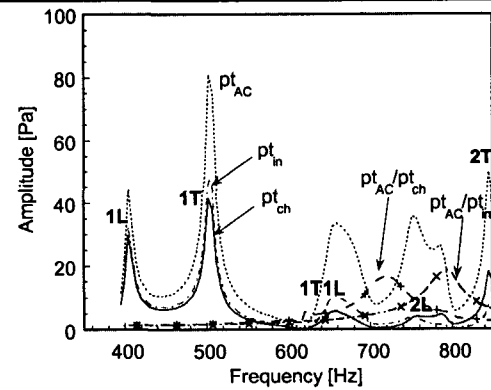


Fig. 2. Acoustic pressure responses of combustion chamber to acoustic excitation ($c_{AC}=340\text{m/s}$).

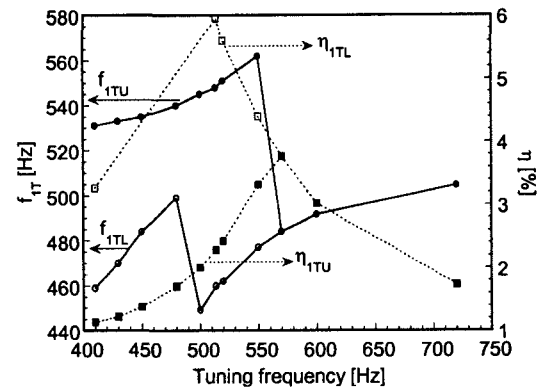


Fig. 3. Frequencies and damping factors as a function of tuning frequency.

정확한 G_{AC} 결정을 위해 음향공내 음속을 연소실의 음속과 같은 340m/s로 설정하고 가진주파수 390~850Hz에 대해 연소실의 응답(압력진동 진폭)을 구하여 Fig. 2에 나타내었다. 음향공의 동조주파수는, 이 그림에서 p_{tAC}/p_{tch} 의 값이 최대인 주파수에 해당하며, 약 718Hz로 나타났다. 따라서 식(2)에 의해 G_{AC} 는 약 $2.11m^{-1}$ 이다.

음향공의 동조주파수, f_o 를 720Hz부터 410Hz까지 변화시켜가면서 연소실의 압력진동 진폭을 구하였다. 600Hz에 동조된 경우, 1T 모드의 주파수, f_{1T} 는 491.7Hz로서 기본 공진주파수보다 약 4% 감소하였고, 진폭이 Fig. 2에 비해 상당히 감소하였다. 이는 동조주파수가 공진주파수에 접근함에 따라 감쇠효과가 두드러지게 나타나기 때문이다. 동조주파수를 더 접근시켜서 550Hz에 동조된 경우, 1T 모드가 분할(split)되어 두 개의 모드가 나타났다. 이러한 모드분할 현상은, 기존의 문헌에 간략히 보고된 적이 있으며[2], 음향 불안정 억제관점에서 상당히 주목할 점이다. 분할된 두 개의 1T 모드중 주파수가 작은 것을 저 1T($1T_L$) 모드, 큰 것을 고 1T($1T_U$) 모드라고 부르겠다. $f_o = 550Hz$ 인 경우에 고 1T 모드의 진폭이 저 1T 모드에 비해 상당히 작다. 동조주파수가 520Hz, 500Hz로 점점 감소함에 따라, 고 1T 모드의 진폭은 증가하고, 저 1T 모드의 진폭은 감소하였다. 음향공이 장착되지 않은 연소실에서의 1T 모드 주파수가 513.9Hz이었기에, 고전적인 음향학적 동조방법에 따라, 이 모드를 감쇠시키기 위해 음향공의 주파수를 513.9Hz에 동조시키더라도, 모드분할 현상때문에 음향감쇠 효과가 상당히 저하됨을 예상할 수 있다.

위의 결과를 종합하여 동조주파수의 함수로서, 1T 모드로부터 분할된 주파수와 각각의 감쇠인자를 Fig. 3에 나타내었다. 동조주파수 570Hz에서는 모드분할 현상도 발생하지 않고 음향감쇠인자도 극대점을 가지므로 동조주파수를 약 570Hz에 설정하는 것이 최적일 것이다.

4. 결 론

로켓엔진 연소실에 장착된 음향공에 의해 야기되는 음향학적 효과를 선형 음향해석을 통해 조사하였다. 동조주파수가 제1접선방향 음향모드의 공진주파수에 접근함에 따라 모드분할 현상이 나타났고, 이로 인해 음향공을 본래의 제1접선방향 음향모드에 동조시키더라도 음향감쇠 효과가 저하됨을 알 수 있었다. 동조주파수에 따른 모드분할 현상과 분할된 각 모드의 감쇠인자를 계산하였으며, 이를 토대로 효과적인 감쇠를 위한 동조주파수 설정 방향을 제시하였다.

참 고 문 헌

1. 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
2. Harje, D. J. and Reardon, F. H. (eds.), *Liquid Propellant Rocket Instability*, NASA SP-194, 1972
3. Oberg, C. L., "Combustion Stabilization with Acoustic Cavities," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 8, No. 12, 1971, pp. 1220-1225
4. 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
5. Acker, T. L. and Mitchell, C. E., "Combustion zone-Acoustic Cavity Interactions in Rocket Combustors," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 10, No. 2, 1994, pp. 235-243
6. ANSYS User's Manual for revision 5.0, Volume IV, Theory, Swanson Analysis Systems, Inc., Houston, PA, 1993
7. 손채훈, "배플이 장착된 로켓엔진 연소기의 음향장 해석," 대한기계학회논문집 B권, 제26권 제7호, 2002년 7월, pp.966-975