

# 튜브(모사 챔버)내의 유동특성이 음향공 감쇠 능력에 미치는 영향

송재강\* · 김영문\* · 고영성\*\* · 김선진\*\*\*

## Damping Characteristics of a Helmholtz Resonator Under the Flow Area

Jaegang Song\* · Youngmun Kim\* · Youngsung Ko\*\* · Sunjin Kim\*\*\*

### ABSTRACT

A Helmholtz resonator is applied to control high frequency combustion instability in liquid rocket engine. Damping characteristics of the Helmholtz resonator are investigated by the flow characteristic and its design. To simulate combustion instability, resonance in a test section(with fixed volume) is made by a pressure pulsator, and then damping characteristics are investigated. Its orifice length and diameter are selected as the design parameters and flow rates are varied to reveal the effect on damping characteristics. The experimental results show that a Helmholtz resonator is also working with flows. When length and diameter of an orifice are small, the tuning frequency increases as the flow velocity increases.

### 초 록

액체로켓엔진에서 고주파 연소불안정의 제어를 위해 연소 안정화 장치인 음향공을 적용하여, 제한된 공간에서 유동장의 특성과 설계인자에 따른 감쇠효과를 연구하였다. 연소 불안정을 모사하기 위하여 제한된 공간에 압력 진동 장치를 이용하여 공진을 발생시켜, 음향공의 장착에 따른 감쇠 효과를 측정하였다. 유동장의 특성중 하나인 유속을 변화시키기 위하여 유량을 변화시켰으며, 설계인자로는 음향공 오리피스 직경과 길이를 변화시켜 연구를 수행하였다. 유동장 하에서의 음향공 장착에 따른 감쇠효과를 확인 하였으며, 오리피스 길이와 직경이 작을 경우 유속 증가에 따라서 음향공의 튜닝이 오른쪽(고주파수)으로 이동하는 현상을 확인하였다.

Key Words: Combustion Instability(연소 불안정), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Helmholtz Resonator(음향공), Damping Ratio(감쇠비), Flow Characteristic(유동 특성)

\* 충남대학교 일반대학원

\*\* 충남대학교 항공우주공학과

연락처, E-mail: ysko5@cnu.ac.kr

\*\*\* 청양대학교 소방안전관리학과

### 1. 서 론

액체로켓엔진의 연소기 개발에 있어서 중요한

설계인자 중 하나는 연소 불안정 현상의 억제이며, 연소 불안정의 대부분은 고주파 진동에 의한 것으로서 거의 모든 로켓엔진 개발에 있어서 이에 대한 연구가 수행되었다. 고주파 연소 불안정이란 연소실 내부에 형성되는 음향파와 연소에 의한 압력 섭동의 상이 일치함으로써 발생한다. 이로 인해 분사기면의 급격한 열손상 및 엔진의 진동과 더 나아가서는 엔진의 파괴를 유발한다 [1]. 이러한 고주파 연소 불안정은 액체로켓엔진의 개발에 있어서 반드시 해결해야 할 사항이다.

고주파 연소 불안정을 제어하는 수동적 방법으로 배플과 음향공이 사용된다. 배플은 상대적으로 적용이 쉬운 반면에 연소실 내부에 장착되는 것으로서 냉각의 문제와 추력의 저하를 유발하는 단점을 가지고 있다. 반면 음향공은 연소실 외부에 장착되므로 배플의 단점을 보완하지만 연소실과의 음향학적으로 정확한 동조를 이루어야만 하는 단점이 있다.

본 연구팀에서는 연소 불안정을 제어하기 위해 음향공을 채택하여 이에 관한 연구를 수행하여 왔다. 기존의 연구는 상온 음향 실험(주파수 응답 특성, 임피던스 관을 이용한 흡음률 측정)을 통한 음향공의 기하학적 형상 및 개수와 가진 음압에 따른 감쇠 효과와 흡음률을 측정하였다[2-4]. 하지만 실제 로켓엔진에서는 연소를 통한 유동장이 형성됨으로, 본 연구는 유동장이 있을 때의 음향공의 감쇠효과를 알아보려고 한다.

## 2. 연구 방법 및 실험 절차

### 2.1 음향공 기하학적 형상

Figure 1과 같은 Helmholtz Resonator의 음향 감쇠 메커니즘은 mass-spring-dashpot system으로 등가시킬 수 있다. 이렇게 표현되는 음향공의 감쇠 메커니즘은 오리피스 벽면에서의 점성소산에 의한 에너지 소산과 오리피스 외부로 방출되는 음향에너지에 의한 것으로 표현된다. 즉 오리피스 내부를 이동하는 유체의 속도가 음향공의 감쇠 능력에 영향을 주는 것을 알 수 있다. 이러한 오리피스 내부를 이동하는 유체의 속도에 영

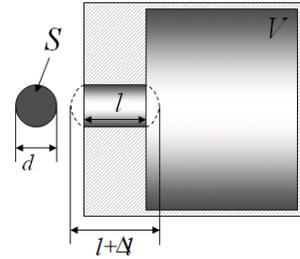


Fig. 1. Schematic of a Helmholtz Resonator

Table 1. Orifice Size of Helmholtz Resonator

Case	Orifice Diameter[mm]	Orifice Length[mm]
D12L2	12	2
D18L17	18	17

향을 주는 요인은 음향공의 기하학적 형상 중 오리피스의 길이와 단면적이라고 할 수 있다[4].

본 연구에서는 Table 1과 같이 음향공 오리피스 길이 변화에 따른 감쇠 효과[4]에서 가진 음압의 변화에 따라 감쇠 효과가 가장 큰 차이를 보인 D12L2와 가장 작은 차이를 보인 D18L17을 선정하여 실험을 수행하였다.

### 2.2 실험 장비 및 절차

Figure 2는 본 연구에서 사용된 실험 장치도이며, 이 장치는 본 연구팀에서 기존에 수행한 스피커를 이용한 상온 음향 실험[2-4]과는 달리 좌측 하단의 압력 진동 장치(pressure pulse generator)[5]를 이용하여 유동을 갖는 교란을 발생시킬 수 있다. 생성된 일정한 주파수의 유동은 우측의 튜브(모사 챔버 : 길이 324mm, 직경 100mm)로 유입되어, 튜브 내에서 공진이 발생하게 된다. 압력 진동 장치에서 발생된 주파수는 튜브로 유입되기 전·후 두 곳에서 동압센서를 이용하여 측정하고, 이렇게 측정된 신호는 DAQ-Board (NI-4472)를 거친 후 Labview로 생성한 프로그램을 통하여서 FFT 분석과 주파수 응답함수(FRF) 등의 후처리 한후 결과를 분석하였다. 이때 튜브 내에서의 유속을 변화시키기 위하여 유량을 조절하였으며, 유량 조절에는 오리피스를 이용하였다.

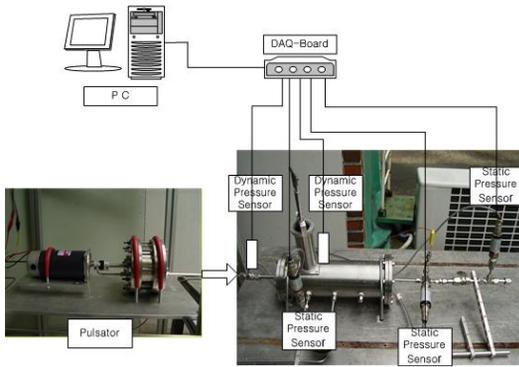


Fig. 2 Schematic diagram of flow-test apparatus

### 3. 실험 결과

전술한 바와 같이 실험은 튜브 전후의 지점에서의 동압 측정 후 측정된 데이터를 FFT와 FRF를 통해 후처리 하였으며, 이를 통하여 제한된 공간의 유동에 따른 주파수 응답특성을 확인하였다.

Equation 1은 음향공의 감쇠 메카니즘을 mass-spring-dashpot system으로 등가한 후, 음향공 오리피스 내부의 유동 속도에 관한 식으로 나타낸 것이다. 음향공의 형상이 동일하다면 오리피스 내부 유동 속도에 영향을 주는 요인은 음향공 입구에서의 동압이다. 동압은 속도에 의해 발생하는 항으로서 제한된 공간에 흐르는 유량의 속도를 조절함으로써 이를 제어할 수 있다.

$$u = \frac{P_e S}{R + i(\omega M + K/\omega)} \quad (\text{Eq. 1})$$

Figure 3~6은 튜브 내에서 Table 2와 같이 유량(유속)을 변화시키면서, 이에 따른 주파수 응답특성을 확인한 결과이다. 기존의 결과와 같이 유동장이 있을 경우에도 음향공에 의한 감쇠 효과를 확인할 수 있다. 하지만, 오리피스 길이와 직경이 짧은 D12L2의 경우에는 제한된 공간의 유동 속도가 증가할수록 동조된(tuned) 주파수가 오른쪽(고주파)으로 이동하는 것이 확인되었다. 이것은 음향공의 오리피스 길이와 직경이 짧을

수록 오리피스 내부의 유동 속도가 증가하는 것 [4]으로 인하여, 오리피스 벽면에서의 난류 현상에 의해서 진동하는 기체에 의해 생기는 길이에 대한 보정값인  $\Delta L$ 이 감소함으로써 음향공의 주파수가 이동하는 것이라 판단된다.

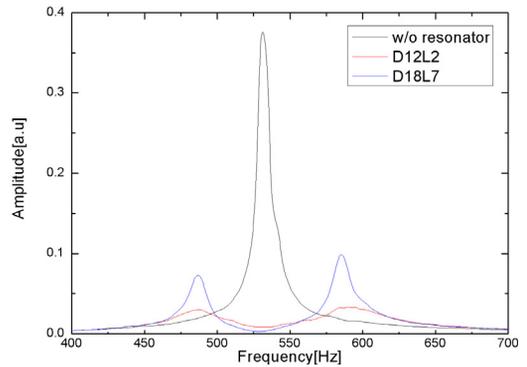


Fig. 3 Pressure 8.60 barg , Flow-rate 18.72g/s

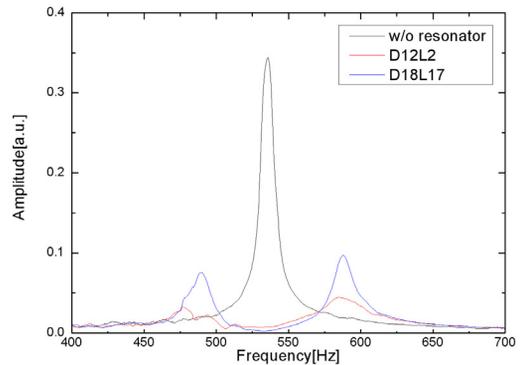


Fig. 4 Pressure 2.41 barg , Flow-rate 5.06g/s

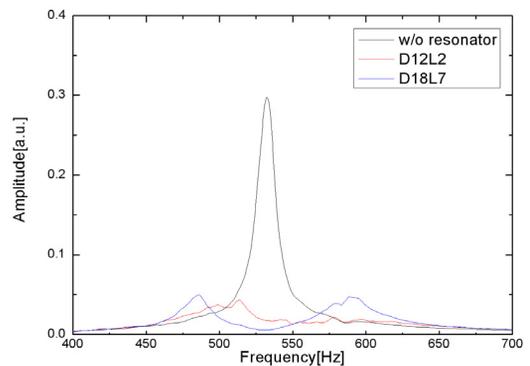


Fig. 5 Pressure 14.2 barg , Flow-rate 30.14g/s

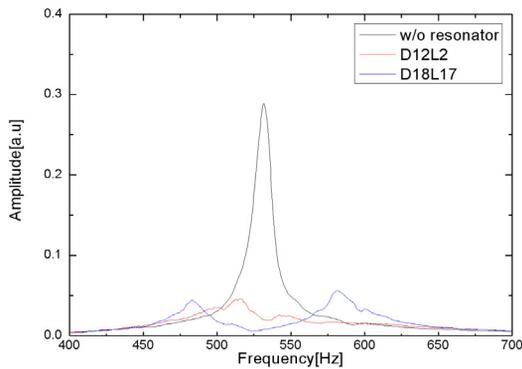


Fig. 6 Pressure 14.4 barg , Flow-rate 49.75g/s

Table 2. Velocity by changing flow rate

flow rate (g/s)	velocity (m/s)	flow rate (g/s)	velocity (m/s)
18.72	0.5152	30.14	3.0686
5.06	0.8756	49.75	5.0651

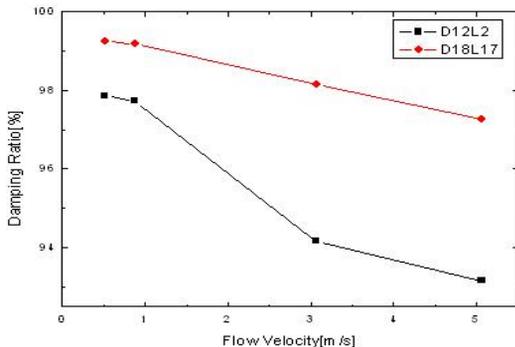


Fig. 7 Damping ratio by changing flow velocity

Figure 7은 유동 속도 변화에 따른 음향공의 감쇠율(damping ratio)을 나타낸 것으로서, 유동 속도가 증가할수록 음향공의 감쇠율이 감소하는 것을 확인 할 수 있다. 또한 음향공 오리피스의 길이와 직경이 짧은 D12L2의 경우 그러한 현상이 더욱 큰 것을 알 수 있으며, 유동 속도가 증가할수록 감쇠율이 선형적으로 감소하는 것이 아닌 것을 알 수 있다.

#### 4. 결 론

본 연구에서는 액체로켓엔진에서의 연소불안정을 제어하기 위한 장치로 음향공을 채택하여,

유동장이 있을 경우의 음향공 감쇠효과를 실험적으로 연구하였다.

상온 음향 실험과 동일하게 유동장이 있을 경우에도 음향공의 의한 공진 주파수의 감쇠 효과가 있는 것을 확인 할 수 있다. 또한 음향공 오리피스의 길이와 직경이 짧을수록 유속의 증가에 따라서 음향공의 튜닝된 주파수가 오른쪽(고주파)으로 이동하는 것을 확인하였다.

음향공 오리피스의 길이와 직경이 큰 D18L17의 경우에는 유속의 증가에 따른 감쇠 효과의 감소는 있었으나, 튜닝 주파수의 변화는 없었다. 향후에는 유속을 더욱 크게 하여 유속과 음향공의 형상에 따른 음향공 튜닝주파수의 변화에 대한 연구가 수행될 것이다.

#### 참 고 문 헌

1. E. Laudien, R. Pongratz, R. Pierro, and D. Preklik, "Experimental Procedures Aiding the Design of Acoustic Cavities," Liquid Rocket Engine Combustion Instability., AIAA., 1995
2. J. P. Cha and Y. S. Ko, 2006, "Geometric Effects on Damping Characteristics of Acoustic Cavity for the Control of Combustion Instabilities," Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 34, No. 9
3. J. P. Cha, J. G. Song, Y. S. Ko and H. J. Kim., 2007, "A Study on Quantification of Damping Efficiency of Acoustic Cavities by Absorption Coefficient," Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 35, No. 5
4. J. G. Song and Y. S. Ko, 2008, "Effects of Orifice Length on Helmholtz Resonator," 2008 KSPE Spring Conference
5. T. W. Kim, O. S. Hwang, J. G. Song, Y. S. Ko, 2008, "Design and Performance Test of a Mechanical Pulsator," 2008 KSAS Spring Conference