

## 연소실내 공명기 장착 위치에 따른 음향감쇠 효과에 관한 실험적 연구

손채훈\* · 김철희\*\*

### An Experimental Study on Effect of Half-Wave Resonator Position on Acoustic Damping in a Combustion Chamber

Chae Hoon Sohn\* · Chul Hee Kim\*\*

#### ABSTRACT

Effect of radial position of half-wave resonator is investigated experimentally for acoustic damping in a combustion chamber by adopting acoustic cold test. Acoustic damping is quantified by damping factor. When resonator with optimal tuning length is installed, damping is enhanced as its radial location is away from the center of the faceplate. And, spatial profile of damping factor is similar to that of the amplitude of the acoustic mode to be damped. As the location is close to the center, acoustic damping is mitigated and independent of the resonator length. On the other hand, the resonator with non-optimal length dose not show any effects of its radial position. Acoustic-damping capacity can be evaluated as functions of resonator length and position.

#### 초 록

연소실내 음향 감쇠를 위해 장착되는 반파장 공명기의 반경 방향 위치 효과를, 상온에서의 선형 음향 실험을 통해 실험적으로 연구하였다. 음향 감쇠의 정량화를 위해 감쇠 인자를 사용하였다. 감쇠하고 하는 음향 모드에 대해 공명기가 최적의 길이를 갖는 경우에는, 반경 방향 위치의 증가에 따라 음향 감쇠 효과가 증가하였다. 또한, 감쇠 인자의 변화 추이는 감쇠시키고자 하는 음향 모드의 진폭 변화 추이와 유사하였다. 장착 위치가 장착면의 중심에 접근할수록 음향 감쇠 효과가 감소할 뿐만 아니라 분사기 길이와의 상관성도 감소하였다. 한편, 공명기가 비최적 길이를 갖는 경우에는, 반경 방향 위치 효과가 거의 나타나지 않아 위치와 무관한 감쇠 인자값을 관찰할 수 있었다. 공명기의 길이와 위치에 따라 감쇠 성능을 평가하였다.

Key Words: Acoustic Damping(음향감쇠), Half-Wave Resonator(반파장 공명기), Damping Factor(감쇠 인자)

† 2007년 8월 7일 접수 ~ 2008년 1월 5일 심사완료

\* 정회원, 세종대학교 기계항공우주공학부

\*\* 학생회원, 조선대학교 대학원 항공우주공학과  
연락처, E-mail: chsohn@sejong.ac.kr

액체 로켓엔진 연소기의 개발과정에 있어서 매우 중요한 설계 인자 중 하나는 고주파 연소 불안정이다. 이는 연소 과정에서 연소실 내부 화학반응 유동과 음향장과의 상호 작용에 의해 발생하는 것으로 알려져 있으며, 연소 과정으로부터 공급된 에너지가 연소실 내부 유동장의 압력 및 속도를 증폭시키는 현상으로 연소실 내부의 진동과 연소실 벽면으로의 과도한 열전달을 수반한다. 따라서, 고주파 연소 불안정은 엔진과 발사체 개발에 있어서 큰 장애 요인으로 인식되어 왔다[1, 2]. 고주파 연소 불안정 발생 시 연소 성능 저하 및 심한 경우 로켓엔진 자체의 파괴와 전체 발사 시스템의 작동에 치명적인 손상을 유발한다.

연소 불안정을 제어하기 위한 방법으로 수동적 제어기구인 배플과 음향 공명기의 설치가 있다. 배플은 연소실내 공진 주파수/모드를 변화시켜 연소실 내부에서 진동하는 음향파의 상호작용을 방해하여 연소 불안정을 제어한다. 하지만 배플은 연소실 내부 공간을 차지하므로 추력을 감소시키고, 횡방향 모드의 감쇠에 초점을 맞추고 있어 종방향 모드는 억제할 수 없다는 단점이 있다. 공명기는 압력파를 소산/상쇄시켜 압력 섭동 에너지를 감쇠시킨다. 하지만, 연소 생성물의 정확한 물성치를 알 수 없어 정확한 주파수 동조가 어렵고 감쇠 주파수 대역이 좁은 것이 단점이며, 최적의 감쇠효과를 얻기 위하여 미세한 음향학적인 동조(tuning)가 필요하다[3-5].

최근의 연구들은 기체-액체형 동축 분사기가 반파장 공명기(half-wave resonator)로 작용할 수 있음을 보고하였다[6, 7]. 연소실 내부에서 발생하는 음향모드 중 가장 유해한 모드는 횡방향(tangential mode) 모드로 알려져 있다. 횡방향 모드는 연소실의 반경방향에 따라 압력 섭동의 크기가 달라지는 특성을 가지고 있다. 반파장 공명기, 즉 기체-액체형 분사기는 분사기 장착면의 전체 면에 걸쳐 골고루 분산되어 장착되므로, 위치에 따라 횡방향 모드의 감쇠 효과가 달라질 것이다.

본 연구에서는 횡방향 모드 중 액체로켓엔진

연소실에 존재할 수 있는 여러 가지 유해 음향 모드 중 가장 유해하다고 알려진 제 1 접선방향 모드(1st tangential mode; 1T)를 감쇠대상으로 설정하였다. 위에서 언급한 횡방향의 특성, 즉 연소실의 반경방향으로 갈수록 압력진동 진폭이 커진다는 사실을 기초로 공명기의 장착 위치를 반경방향으로 바꿔가며 음향감쇠 효과를 실험적으로 조사하였다. 기존에 널리 알려진 상온 음향 시험 방법[8, 9]을 채택하였다.

## 2. 음향학적 고찰

본 연구에서의 관심 감쇠대상인 제 1 접선방향 모드의 압력섭동의 공간적 분포를 알아보기 위해서 순수 음향장 거동을 지배하는 파동방정식(wave equation)을 살펴보자. 3차원 파동방정식은 다음과 같다[10].

$$\frac{\partial^2 p}{\partial t^2} = a_\infty^2 \nabla^2 p \quad (1)$$

여기서  $p$ 는 압력 섭동값,  $t$ 는 시간  $a_\infty$ 는 음속,  $\nabla^2$ 는 Laplacian 연산자를 나타낸다.

원통형 좌표계에 대해서 시간과 각 좌표축에 대해 변수분리법을 적용하여 위 미분방정식의 이론해(analytic solution)를 구하면 다음과 같다.

$$p(r, \theta, z, t) = \sum_{m, n, q} \left[ J_n \left( \frac{\pi a_{mn} r}{R} \right) \cos \left( \frac{\pi q z}{L} \right) \right] \left[ M \cos(n\theta + ut - \delta_1) + N \cos(n\theta + ut - \delta_2) \right] \quad (2)$$

여기서  $r, \theta, z$ 는 각각 반경방향, 접선방향, 축방향 좌표,  $a_{mn}$ 은  $n$ 차 제 1종 Bessel 함수( $J_n$ )의 1차 도함수를 0으로 만드는 근(root)들을 나타내며,  $q$ 는 개별 종방향(축방향) 음향 모드를 나타내는 지수,  $R, L$ 은 각각 연소실 반경과 길이,  $M, N$ 은 압력의 진폭을 나타내는 임의의 독립적인

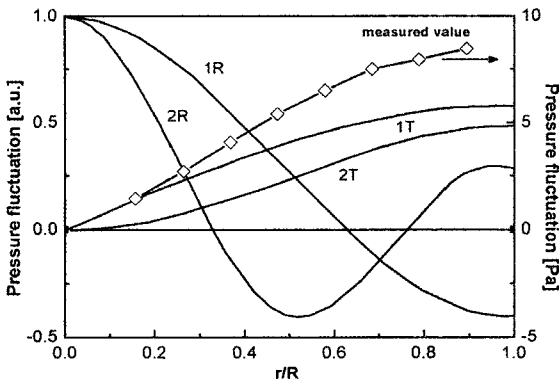


Fig. 1 Pressure fluctuation profiles for several acoustic modes

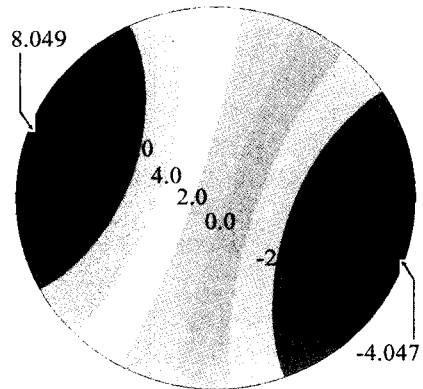


Fig. 3 Pressure field for the first tangential (1T) acoustic mode on the cross section of a chamber (unit: Pa)[9]

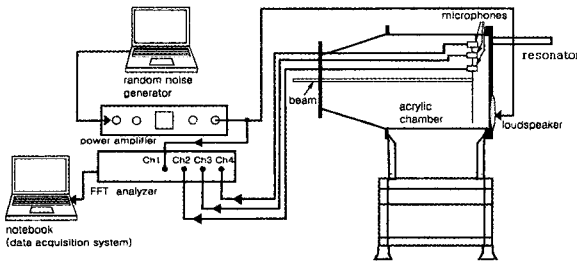


Fig. 2 Schematic diagram of acoustic-test apparatus

상수,  $\omega$ 는 각진동수,  $\delta_1, \delta_2$ 는 임의의 독립적인 위상각을 나타낸다.

위 Eq. 2를 이용하여 연소실 내의 순수 반경 및 정지 접선 방향 모드만을 고려한다. 연소실 반경으로 무차원화된 반경 방향 좌표,  $r/R$ 의 함수로서 1T, 2T, 1R, 2R의 각 음향 모드에 대해 압력 섭동의 분포를 Fig. 1에 나타내었다.

### 3. 실험 방법

로켓 엔진에서 노즐의 확산 부분을 제외한 연소실의 목(throat)부분까지를 관심영역으로 설정하여 상온 음향실험을 수행하였다. 견본(sample) 모형 연소실의 직경은 380 mm이고 노즐 목 직경은 190 mm, 분사면으로부터 노즐 입구 목까지의 거리는 478 mm, 분사면으로부터 수축부 입구까지의 거리는 250 mm, 노즐 수축 반각은

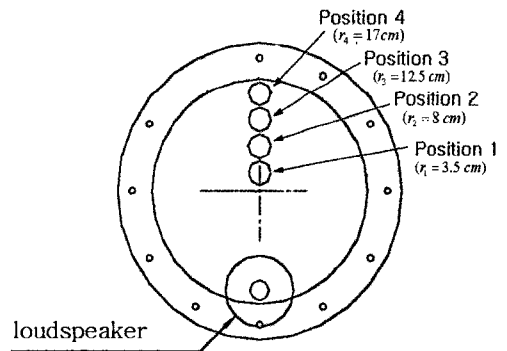


Fig. 4 Position of resonators installed on injector faceplate

30°이다[7, 8, 11]. 모형 연소실은 아크릴 재질로 제작되었다. 본 실험에 사용된 실험장치를 Fig. 2에 나타내었다. 연소실은 수평으로 놓이고, 노트북에 의해 랜덤 노이즈(random noise) 신호가 발생되어 증폭기를 통해 증폭된 후, 스피커를 통해 연소실내로 가진된다. 이러한 가진 음향파에 대한 응답 신호는 연소실내에 장착된 마이크로폰에 의해 측정되어 주파수 분석기로 보내지며, 컴퓨터에 저장된다.

Figure 3과 같이 제 1 접선방향 모드의 압력과 진폭은, 연소실 단면에서 압력 배(antinode)쪽으로 갈수록 커지는 특성을 가지고 있다. 이 압력장은, CFD-ACE[12]라는 코드를 solver 이용한 수치해석을 통해 구하였다. 이를 토대로, 본 실

험에서는 공명기 장착 위치를 Fig. 4와 같이 변화시켜가며 제 1 접선방향 모드의 압력 감쇠 정도를 파악하였다. 반파장 공명기[6]를 장착하였고, 공명기의 직경은 14 mm로 제작하였다. 단면의 중심으로부터 공명기의 중심까지의 거리로서 '위치 1~4'의 위치를 나타내면, 각각 3.5, 8.0, 12.5, 17 cm이다. 음향감쇠의 정도를 나타내는 정량화 인자로서, 감쇠인자(damping factor),  $\eta$ 를 사용하였으며, bandwidth 방법[9]을 토대로 다음과 같이 정의된다.

$$\eta = \frac{f_2 - f_1}{f_{peak}} \times 100[\%] \quad (3)$$

여기서  $f_{peak}$ 은 가진에 따른 최대응답( $p_{f_{peak}}$ )이 나타나는 주파수이고,  $f_1$ 과  $f_2$ 는  $p_{f_{peak}}/\sqrt{2}$ 값의 응답(압력진동 진폭)을 보이는 주파수들이다. 감쇠인자가 크다는 것은 음향 감쇠가 크고 공진(resonance)의 정도가 약함을 의미한다.

#### 4. 실험 결과 및 논의

##### 4.1 기본 음향응답

먼저 공명기가 장착되지 않은 연소실에 대한 실험을 수행하였다. Fig. 5는, 음향 가진에 대한 연소실 내부의 응답을 나타낸 것이다. 본 연구에서는  $f_{1T} = 558$  Hz의 음향 진동의 감쇠에 초점을 맞추었다. 1T 모드의 반경 방향 의존성을, 본 실험 장치를 통해 확인하기 위해 마이크로폰의 위치를 바꾸어가며 1T 모드의 진폭을 측정하였고, 이를 Fig. 1에 나타내었다. 이론적인 공간 분포와 계측 결과는 거의 유사함을 알 수 있다.

##### 4.2 공명기의 위치 효과

음향 감쇠에 미치는 공명기의 위치 효과를 알아보기 위해서 직경( $d_{inj}$ ) 14 mm와 7 mm의 공명기를 장착하였다. 선행 연구[7] 결과를 통해 반파장 공명기 역할을 하는 최적의 공명기 길이( $l_{inj}$ )는 본 연소실의 1T 모드에 대해서는 297 ~ 302 mm 범위내에 있음을 알 수 있다. 따라서,

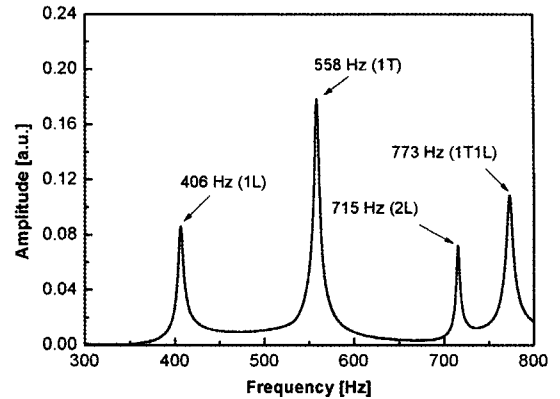


Fig. 5 Acoustic-pressure responses in a chamber without resonator

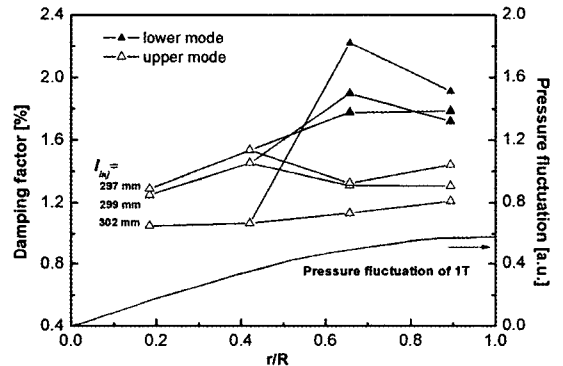


Fig. 6 Damping factors as a function of radial position of resonator ( $d_{inj} = 14$  mm,  $l_{inj} = 297 \sim 302$  mm)

이러한 최적 길이를 갖는 공명기와 비최적 길이를 갖는 공명기의 장착 위치를 변화시켜가며 실험을 수행하였다.

먼저, 최적 길이를 갖는 공명기의 반경 방향 위치에 따른 감쇠인자를 Fig. 6에 나타내었다. 예상한 대로 공명기 장착 위치가 반경 방향으로 증가할수록 감쇠인자가 증가하였다.  $r/R$  값이 0.3 이상일 때, 고/저(upper/lower)모드로의 모드 분할(mode split)[1]이 관찰되었다. 이를 통해, 1T 모드의 압력 섭동 크기가 큰 곳에 공명기를 장착하는 것이 음향 감쇠에 효과적이며, 감쇠의 정도와 1T 모드의 진폭은 비례관계에 있음을 알 수 있다. 또한, 음향 감쇠 효과의 증대에 따라 모드 분할이 일어남을 예측할 수 있다.

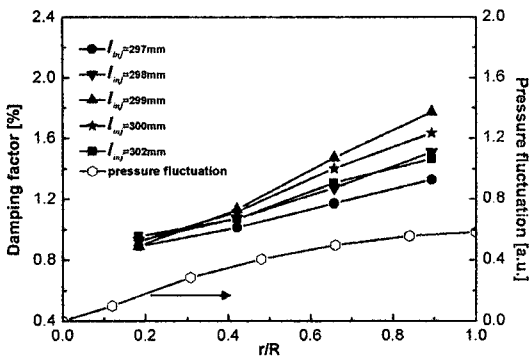


Fig. 7 Damping factors as a function of radial position of resonator ( $d_{inj} = 7 \text{ mm}$ ,  $l_{inj} = 297 \sim 302 \text{ mm}$ )

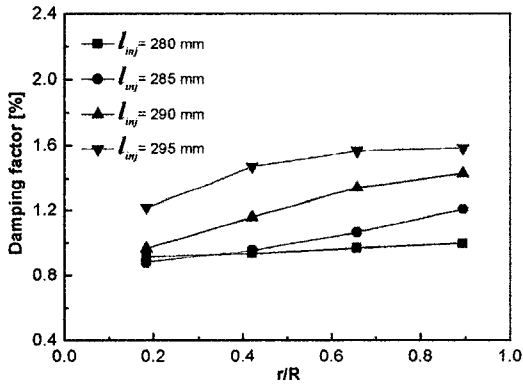


Fig. 8 Damping factors as a function of radial position of resonator with non-optimal length ( $d_{inj} = 14 \text{ mm}$ ,  $l_{inj} = 280 \sim 295 \text{ mm}$ )

모드 분할이 발생하면, 감쇠 효과의 정도를 상대비교하기에 어려움이 있다. 따라서, 직경 14 mm의 공명기보다는 상대적으로 감쇠 효과가 미약한 직경 7 mm의 분사기를 장착하여 동일한 실험을 수행하였다. 실험 결과를 Fig. 7에 나타내었다. 반경 방향으로의 공명기 장착 위치에 따른 감쇠 인자 변화 경향은 Fig. 6의 결과와 유사하였으나 모드 분할이 관찰되지 않았다. 또한,  $r/R$  값이 큰 경우에는 공명기 길이에 따라 감쇠 인자가 서로 크게 차이를 보였으나,  $r/R$  값이 작은 경우에는 길이에 따른 감쇠 인자값이 유사하였다. 즉, 중심 근처에 장착된 경우 공명기가 음향 감쇠를 효과적으로 이루지 못함을 알 수 있다.

공명기를 중심 근처에 장착한 경우는 공명기

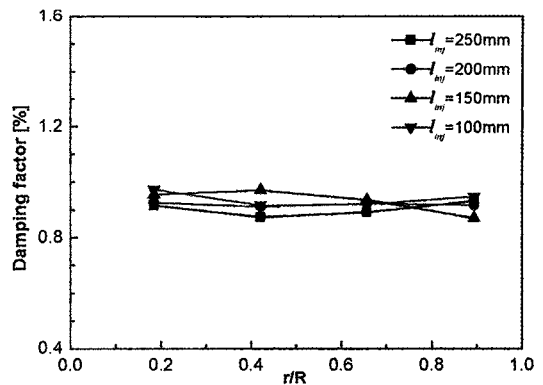


Fig. 9 Damping factors as a function of radial position of resonator with mal-tuning length ( $d_{inj} = 14 \text{ mm}$ ,  $l_{inj} = 100 \sim 250 \text{ mm}$ )

를 장착하지 않은 경우의 감쇠 효과와 비슷할 것이다. 이러한 경우와, 최외곽에 공명기를 장착한 경우의 감쇠인자를 비교해보면, Fig. 7로부터 0.8~0.9에서 1.2~1.6%로 약 45~100% 증가함을 알 수 있다. 기존의 연구[2, 13] 결과에 따르면, 또 다른 수동제어기구인 배플 장착을 통해 아무것도 장착되지 않은 연소실에 비해 약 70%의 감쇠인자 향상이 이루어졌다. 그리고, 이렇게 설계된 수동제어기구를 실제 연소실에 장착하여 연소 안정화를 달성하였다[14]. 따라서, 공명기의 장착 위치 변경을 통한 음향 감쇠의 향상 정도는, 연소 안정화 달성 여부를 좌우할 수 있을 정도로 중대하다는 것을 예측할 수 있다.

또한, Fig. 7을 통해 최적의 분사기 길이는 299 mm임을 알 수 있고,  $r/R$  값에 따른 감쇠 인자 변화는 1T 모드의 진폭 변화와 유사함을 확인할 수 있다.

다음으로, 최적이지 아닌 공명기 길이, 100~280 mm의 길이를 갖는 공명기를 장착하여 위치 효과를 조사하였다. Fig. 8에는 최적 길이로부터 약간 벗어난 길이( $l_{inj} = 280 \sim 295 \text{ mm}$ )의 공명기 장착시의 결과를 나타내었고, Fig. 9에는 가장 비최적인 길이( $l_{inj} = 150 \text{ mm}$ )를 중심으로 그와 근접한 길이의 공명기 장착시의 결과를 나타내었다. 비최적 길이를 갖는 공명기를 장착한 경우에는 감쇠효과가 작게 나타남을 알 수 있고, 반경 방향 위치에 따른 감쇠 인자의 변화가 작

아짐을 알 수 있다. 특히, 공명기 길이가 280 mm보다 작아지면 반경 방향 위치의 효과가 완전히 사라졌다. Fig. 9로부터 최적 길이로부터 완전히 벗어나게 되면, 공명기 길이가 상대적으로 최적 길이에 가깝다하더라도 감쇠효과가 더 증가하지 않음을 알 수 있다. 즉, 최적 길이로부터 어느 한계를 벗어나게 되면 공명기의 위치 효과와 더불어 공명기의 효과 자체도 거의 사라짐을 의미한다.

따라서, 공명기가 횡방향 음향 모드의 감쇠를 위한 최대의 효과를 발휘하기 위해서는 최적 길이 주위의 좁은 범위내에 길이를 가져야 할 뿐만 아니라, 반경 방향으로 가급적 먼 곳에 위치해야 함을 알 수 있다.

## 5. 결 론

연소실내 음향 감쇠를 위해 장착되는 반과장 공명기의 반경 방향 위치 효과에 대해 실험적으로 연구하였다. 상온에서 선형 음향 실험을 수행하였고, 음향 감쇠의 정량화를 위해 감쇠 인자를 사용하였다. 관심 대상의 주파수는 제 1 접선 방향 모드의 주파수로 선택하였다.

모형 연소실에 대해 공명기의 길이, 직경 및 반경 방향 위치를 변화시키면서 실험을 수행하였다. 선형 실험 결과를 토대로, 반과장 공명기 역할을 하는 최적 공명기 길이 범위인 297 ~ 302 mm를 채택하여 실험을 실시하였다. 실험결과, 이러한 최적 길이의 공명기의 경우에는 반경 방향에 따라 음향 감쇠 효과가 상당히 증가함을 알았다. 또한, 그 증가 추이는 제 1 접선 방향 모드의 진폭이 반경 방향에 따라 변화하는 추이와 유사함을 알 수 있었다.

비최적의 공명기 길이를 갖는 경우에는, 음향 감쇠 효과가 작을 뿐만 아니라 공명기의 위치 효과도 상당히 미약하게 나타났다. 특히, 280 mm 길이보다 작은 경우에는 거의 위치 효과를 관찰할 수 없었다. 즉, 최적의 공명기 길이 근처의 좁은 범위를 벗어나면 공명기 장착 위치의

효과가 거의 나타나지 않음을 알았다.

공명기를 장착할 때 효과를 극대화하기 위해서는 가급적 외곽에 위치시키는 것이 바람직할 것이다. 이러한 점은 횡방향 모드의 공간적 분포를 통해 예상할 수 있는 점이다. 그러나, 기체-액체형 분사기를 반과장 공명기로 활용하는 경우에 불가피하게 공명기(즉, 분사기)는 장착면의 전체 면에 골고루 분산되어 배치된다. 본 연구 결과는, 그러한 경우에 공명기의 길이와 위치에 따른 총체적인 음향 감쇠 성능을 정량화하기 위한 자료로 활용될 수 있을 것이다.

## 참 고 문 헌

1. Natanzon, M. S., *Combustion Instability* (Translated by Culick, F. E. C. in 1966), Mashinostroyeniye, Moscow, 1986
2. Harje, D. J. and Reardon, F. H., *Liquid Propellant Rocket Combustion Instability*, NASA SP-194, 1972
3. Keller, Jr., R. B. (ed.): *Liquid Rocket Engine Combustion Stabilization Devices*, SP-8113, NASA, 1974
4. *Liquid Rocket Engine Injectors*, NASA SP-8089, 1976
5. Ducruix, S., Schuller, T., Durox, D. and Candel, S.: "Combustion Dynamics and Instabilities Elementary Coupling and Driving Mechanisms," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 19, No. 5, 2003, pp.722-734
6. Sohn, C. H., Park, I.-S., Kim, S.-K., and Kim, H. J., "Acoustic Tuning of Gas-Liquid Scheme Injectors for Acoustic Damping in a Combustion Chamber of a Liquid Rocket Engine," *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 304, 2007, pp.793-810
7. Kim, H. and Sohn, C. H., "Experimental Study of the Role of Gas-Liquid Scheme

- Injector as an Acoustic Resonator in a Combustion Chamber," *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 20, 2006, pp.896-904
8. Kim, H. J., Lee. K. J., Choi, H. S., and Seol, W. S., "An Experimental Study on Acoustic Damping Enhancement by the Gap of Baffled Injectors," *AIAA Paper 2005-4446*, 2005.
  9. 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
  10. Zucrow, M. J. and Hoffman, J. D., *Gas Dynamics*, Vol. II, Wiley, New York, 1977
  11. 손채훈, 이중연, "모형 로켓 연소실에서 배플형 분사기의 간극에 의한 음향 감쇠 효과에 관한 수치적 연구", *한국추진공학회지*, 제11권, 제4호, 2007, pp.35-42
  12. *CFD-ACE-GUI Modules Manual*, Ver. 2007, CFDRC, 2007
  13. 손채훈, "배플이 장착된 로켓엔진 연소기의 음향장 해석", *대한기계학회논문집 B권*, 제26권, 제7호, 2002, pp.966-975
  14. 손채훈, 설우석, 이수용, 김영목, 이대성, "액체 로켓엔진에서 연소 안정화기구의 적용 효과", *한국항공우주학회지*, 제31권, 제6호, 2003, pp.79-87