

# 모형 연소실내 음향 공명기 장착 위치에 따른 압력 섭동 감쇠 효과에 관한 실험적 연구

손채훈\* · 김철희\*\* · 박주현\*\*\*

## An Experimental Study on Effect of an Acoustic Resonator Position on Suppression of Pressure Oscillations in a Model Combustion Chamber

Chae Hoon Sohn\* · Chul Hee Kim\*\* · Ju Hyun Park\*\*\*

### ABSTRACT

Effect of radial position of half-wave resonator is investigated experimentally for acoustic damping of tangential mode in a combustion chamber by adopting acoustic cold test. When resonator with optimal tuning length is installed, damping is enhanced as its radial location is away from the center of the faceplate. And, radial 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 on the resonator length. On the other hand, the resonator with non-optimal length dose not show any effect of its radial position.

### 초 록

연소실내 형성되는 접선방향 음향 모드의 감쇠를 위해 장착되는 공명기의 반경 방향 위치 효과에 대해 실험적으로 연구하였다. 반파장 공명기를 채택하였고, 상온에서 선형 음향 실험을 수행하였다. 감쇠 대상 음향 모드에 대해 공명기가 최적의 길이를 갖는 경우에는, 반경 방향 위치의 증가에 따라 음향 감쇠 효과가 증가하였다. 또한, 반경방향으로의 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. 공명기가 비최적 길이를 갖는 경우에는, 반경 방향 위치 효과가 거의 나타나지 않아 위치와 무관한 감쇠 인자값을 관찰할 수 있었다.

Key Words: Acoustic Damping(음향감쇠), Half-Wave Resonator(반파장 공명기), Damping Factor(감쇠 인자), Tangential Acoustic Mode(접선방향 음향 모드)

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

### 1. 서 론

연소 과정으로부터 공급된 에너지가 연소시

내부 유동장의 압력 및 속도를 증폭시키는 현상인 고주파 연소 불안정은 연소실 내부의 진동과 연소실 벽면으로의 과도한 열전달을 수반한다.[1] 이는 연소성능 저하 및 심한 경우 로켓엔진 자체의 파괴와 전체 발사 시스템의 작동에 치명적인 손상을 유발한다.

연소 불안정을 제어하기 위한 방법 중 하나인 공명기는 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[2, 3].

최근의 연구는 기체-액체형 동축 분사기가 반파장 공명기(half-wave resonator)로 기능함을 보고하였다[4].

본 연구에서는 횡방향 모드 중 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.

## 2. 음향학적 고찰

본 연구에서의 감쇠대상인 제 1 접선방향 모드의 압력섭동의 공간적 분포를 알아보기 위해서 순수 음향장 거동을 지배하는 파동방정식(wave equation)을 살펴보자. 3차원 파동방정식은 다음과 같다[5].

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

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

위 미분방정식의 이론해(analytic solution)를 구하고 단순화시켜 관심대상인 접선 방향 모드만 분리해서 나타내면 다음과 같다.

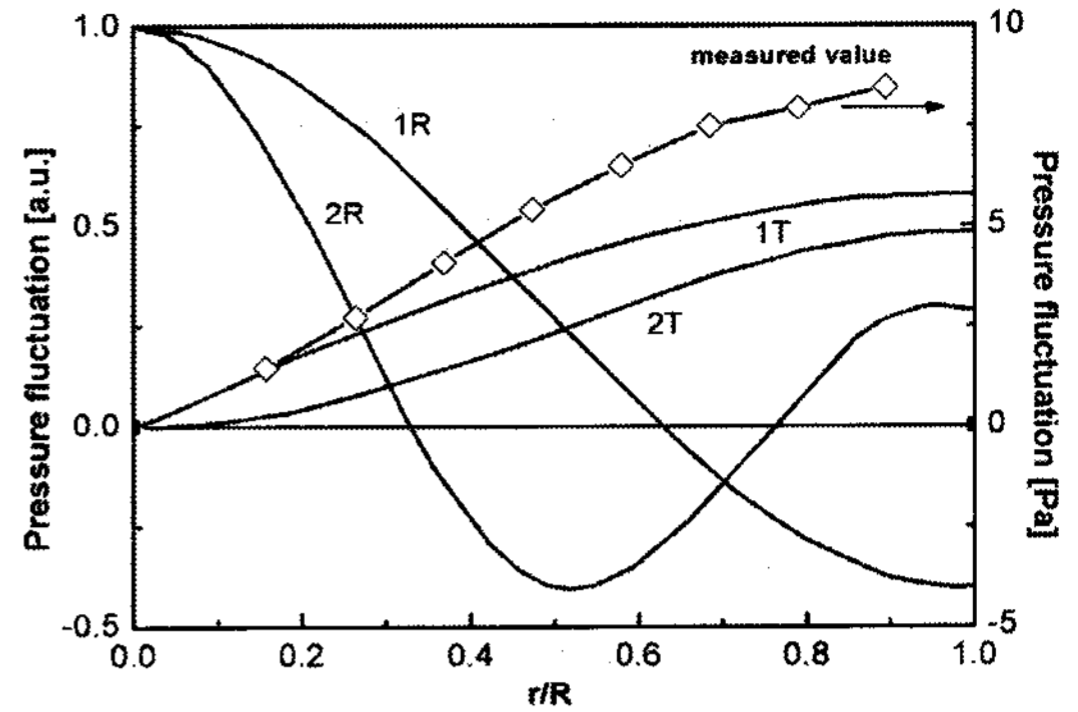


Fig. 1 Pressure fluctuation profiles for several acoustic modes

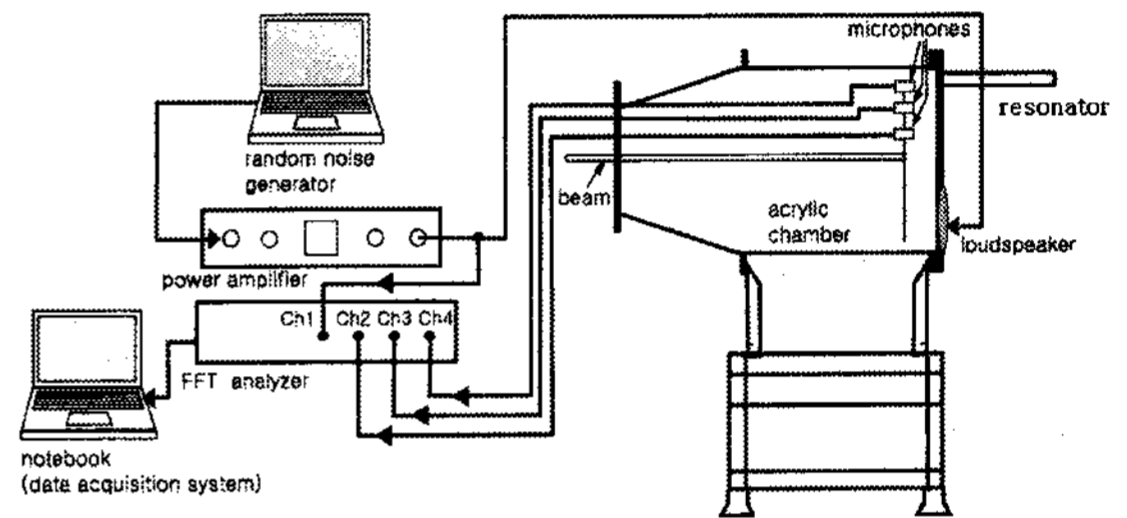


Fig. 2 Schematic diagram of acoustic-test apparatus

$$p(r, \theta) = A \sum_{0, n} \left[ J_n \left( \frac{\pi a_{0n} r}{R} \right) \cos(n\theta) \right] \\ = A \left[ J_1 \left( \frac{\pi a_{01} r}{R} \right) \cos\theta + J_2 \left( \frac{\pi a_{02} r}{R} \right) \cos 2\theta + \dots \right] \quad (2)$$

위 식(4)의 우변의 첫째항은 1T 모드, 둘째항은 2T 모드를 나타낸다.

연소실 반경으로 무차원화된 반경 방향 좌표,  $r/R$ 의 함수로서 1T, 2T, 1R, 2R의 각 음향 모드에 대해 압력 섭동의 분포를 나타내면 Fig. 1과 같다.

## 3. 실험 방법

로켓 엔진에서 노즐의 확산 부분을 제외한 연소실의 목(throat)부분까지를 관심영역으로 설정하여 상온 음향실험을 수행하였다[6, 7]. 본 실험에 사용된 실험장치를 Fig. 2에 나타내었다.

제 1 접선방향 모드의 압력과의 진폭은, 연소

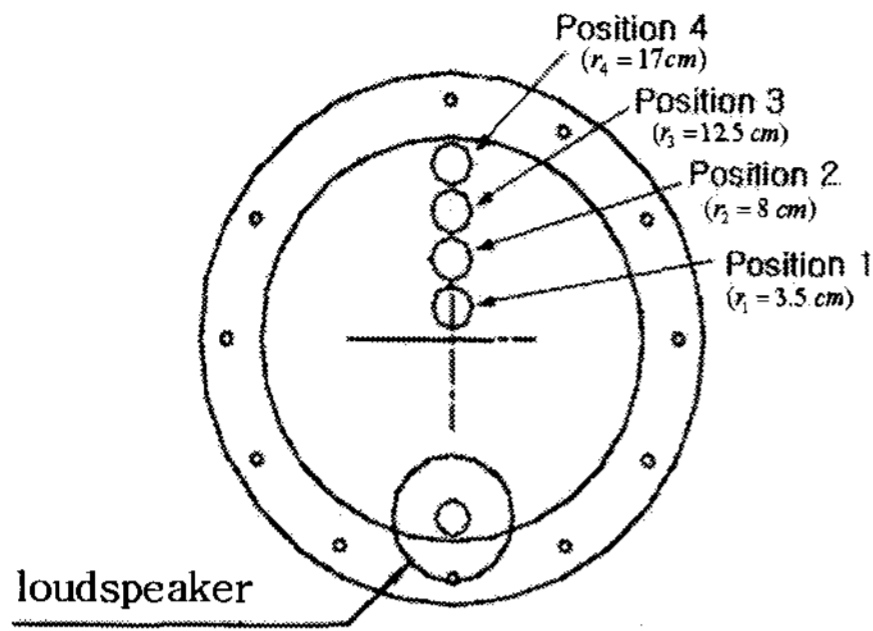


Fig. 3 Position of resonators installed on injector faceplate

실 단면에서 압력 배(antinode)쪽으로 갈수록 커지는 특성을 가지고 있다. 따라서, 본 실험에서는 공명기 장착 위치를 Fig. 3와 같이 직경 14 mm 반파장 공명기[4]를 장착하여 제 1 접선방향 모드의 압력 감쇠 정도를 파악하였다. 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[8]을 토대로 정의하였다.

#### 4. 실험 결과 및 논의

##### 4.1 기본 음향응답

본 연구에서는 본 실험장치에서  $f_{1T} = 558$  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 토대로 최적 길이(297 ~ 302 mm 범위)를 갖는 공명기와 비최적 길이를 갖는 공명기의 위치를 변화시

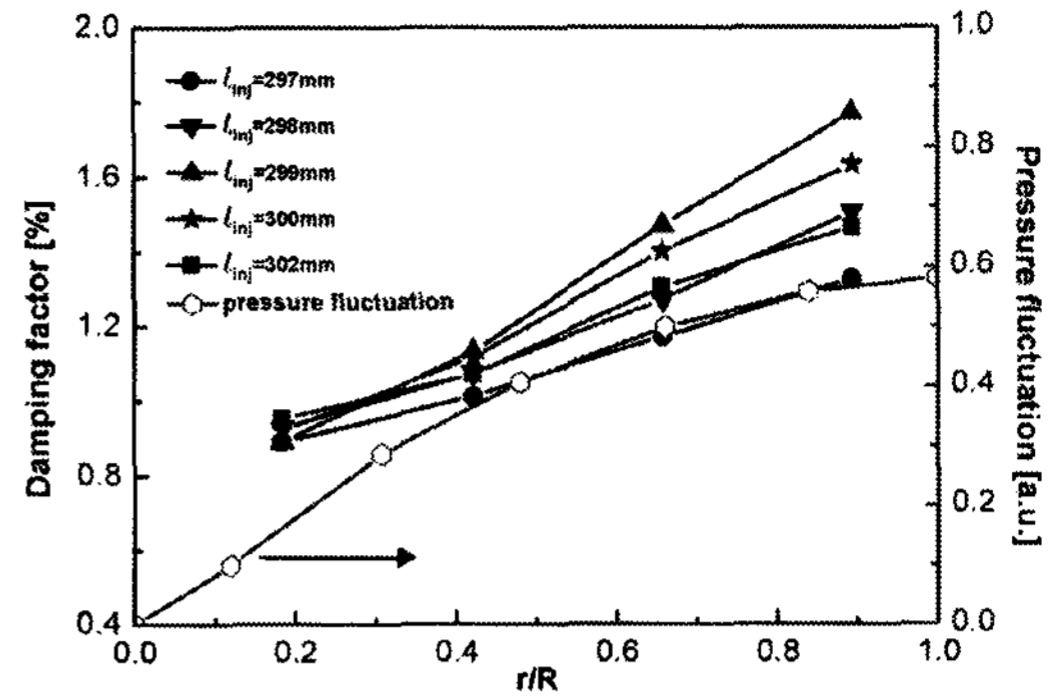


Fig. 4 Damping factors as a function of radial position of resonator ( $d_{inj} = 7$  mm,  $l_{inj} = 297 \sim 302$  mm)

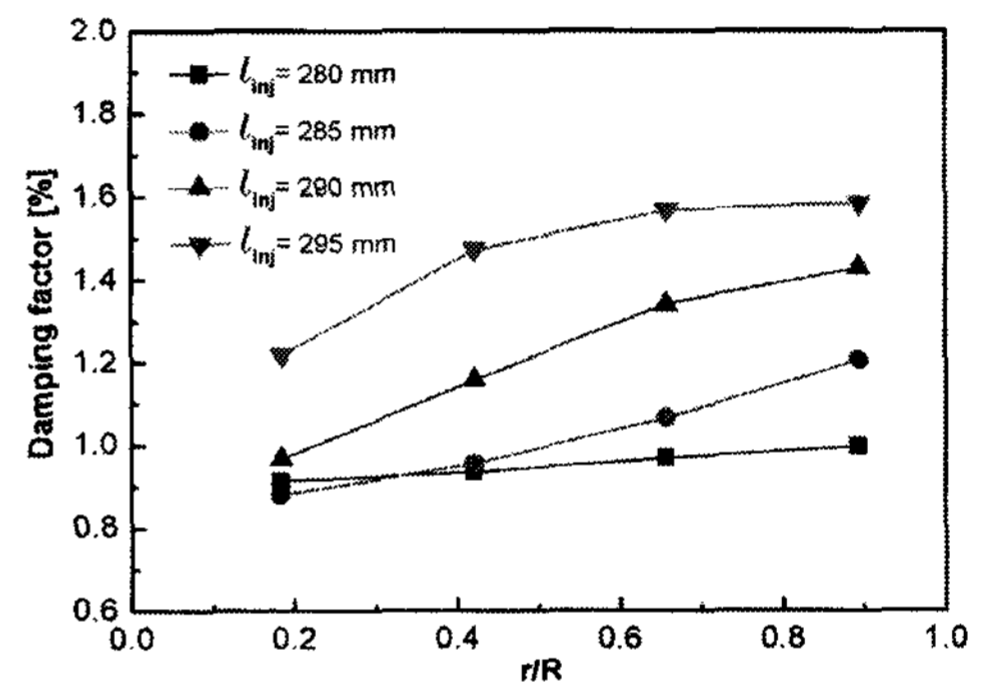


Fig. 5 Damping factors as a function of radial position of resonator with non-optimal length ( $d_{inj} = 14$  mm,  $l_{inj} = 280 \sim 295$  mm)

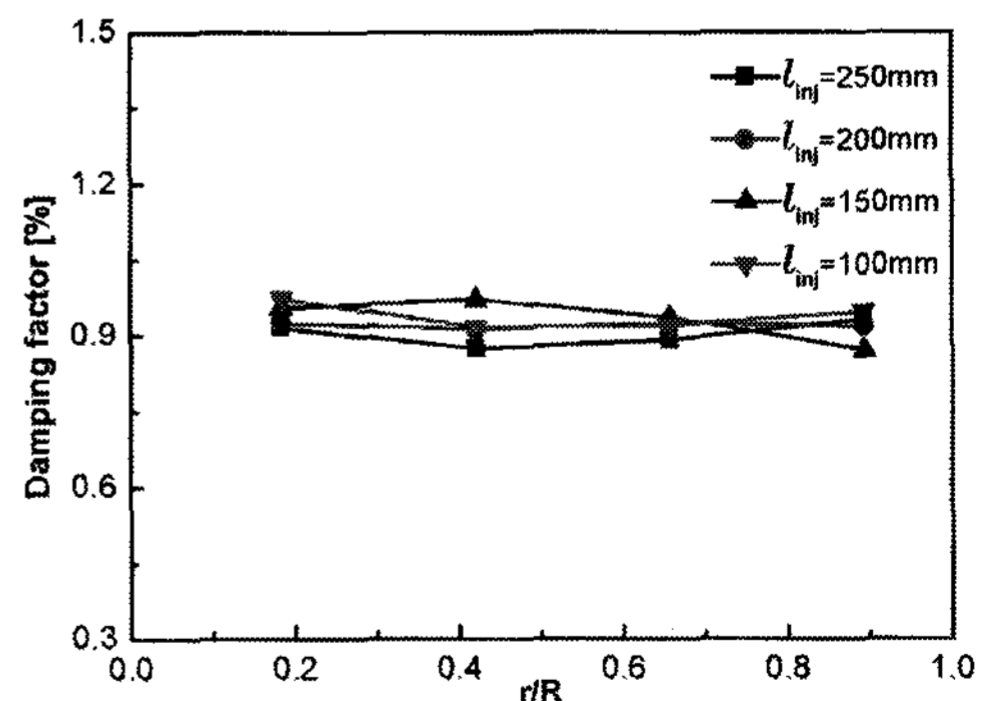


Fig. 6 Damping factors as a function of radial position of resonator with mal-tuning length ( $d_{inj} = 14$  mm,  $l_{inj} = 100 \sim 250$  mm)

켜 가며 실험을 수행하였다.

직경 14 mm 공명기에서는 선행 연구의 결과와 마찬가지로 모드 분할(mode split)이 관찰되

었다. 이러한 이유로 직경 14 mm의 공명기보다는 상대적으로 감쇠 효과가 미약한 직경 7 mm의 분사기를 장착하여 동일한 실험을 수행하였다. 실험 결과를 Fig. 4에 나타내었다.

$r/R$  값이 큰 경우에는 공명기 길이에 따라 감쇠 인자가 서로 크게 차이를 보였으나,  $r/R$  값이 작은 경우에는 길이에 따른 감쇠 인자값이 유사하였다. Fig. 4을 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, 비최적 길이, 100~280 mm의 길이를 갖는 공명기를 장착하여 위치 효과를 조사하였다. Fig. 5에는 최적 길이로부터 약간 벗어난 길이( $l_{inj} = 280 \sim 295$  mm)의 공명기 장착시의 결과를 나타내었고, Fig. 6에는 가장 비최적인 길이( $l_{inj} = 150$  mm)[7]를 중심으로 그와 근접한 길이의 공명기 장착시의 결과를 나타내었다. 비최적 길이를 갖는 공명기를 장착한 경우에는 감쇠 효과가 작게 나타나고 공명기 길이가 280 mm보다 작아지면 반경 방향 위치의 효과가 완전히 사라졌다. Fig. 6로부터 최적 길이로부터 완전히 벗어나게 되면, 감쇠효과가 더 증가하지 않음을 알 수 있다.

따라서, 공명기가 횡방향 음향 모드의 감쇠를 위한 최대효과를 발휘하기 위해서는 최적 길이 주위의 좁은 범위내에 길이를 갖고 반경 방향으로 가급적 먼 곳에 위치해야 함을 알 수 있다.

## 5. 결 론

연소실내 음향 감쇠를 위해 장착되는 반파장 공명기의 반경 방향 위치 효과에 대해 실험적으로 연구하였다. 관심 대상의 주파수는 제 1 접선 방향 모드의 주파수로 선택하였다.

모형 연소실에 대해 공명기의 길이, 직경 및 반경 방향 위치를 변화시키면서 실험을 수행하였다. 실험결과, 이러한 최적 길이(297 ~ 302 mm 범위)의 공명기의 경우에는 반경 방향에 따라 음향 감쇠 효과가 상당히 증가함을 알았다.

비최적의 공명기 길이를 갖는 경우에는, 음향 감쇠 효과가 작을 뿐만 아니라 공명기의 위치 효과도 상당히 미약하게 나타났고 최적의 공명기 길이 근처의 좁은 범위를 벗어나면 공명기 장착 위치의 효과가 거의 나타나지 않음을 알았다.

## 참 고 문 헌

1. Natanzon, M. S., Combustion Instability (Translated by Culick, F. E. C. in 1966), Mashinostroyeniye, Moscow, 1986
2. Keller, Jr., R. B. (ed.): Liquid Rocket Engine Combustion Stabilization Devices, SP-8113, NASA, 1974
3. Liquid Rocket Engine Injectors, NASA SP-8089, 1976
4. 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
5. Zucrow, M. J. and Hoffman, J. D., Gas Dynamics, Vol. II, Wiley, New York, 1977
6. 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
7. 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.
8. 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