

로켓엔진 연소기에서 공명기의 음향 동조에 미치는 유동 및 노즐 감쇠 효과에 관한 연구

손채훈* · 박이선** · 김성구***

Effects of Mean Flow and Nozzle Damping on Acoustic Tuning of a Resonator in a Rocket Combustor

Chae Hoon Sohn* · I Sun Park** · Seong-Ku Kim***

ABSTRACT

Effects of mean flow and nozzle damping on acoustic tuning of a gas-liquid scheme coaxial injector are investigated numerically adopting a linear acoustic analysis. The injector plays a role as a half-wave acoustic resonator for acoustic damping in a combustion chamber of a liquid rocket engine. As Mach number of mean flow in a chamber increases, the resonant frequency of the first tangential mode decreases slightly and the optimum injector tuning length varies negligibly. Nozzle damping affects neither the resonant frequency nor the optimum length. From these numerical results, effects of mean flow and nozzle damping on acoustic tuning of a resonator are negligible. As open area of the injectors increases, the acoustic amplitude decreases, but new injector-coupled modes appear.

초 록

로켓 연소기에서 음향 공명기의 음향 동조에 미치는 평균 유동 및 노즐 감쇠 효과를 수치해석적으로 연구하였다. 본 연구에서는 분사기가 연소실내 음향 감쇠를 위한 공명기로서 사용된다. 연소실내 평균 유동의 마하수가 증가함에 따라 제 1 접선 방향 모드의 공진 주파수가 미약하게 감소하였으나 최적의 분사기 동조 길이는 거의 변화가 없었다. 노즐 감쇠는 공진 주파수나 최적 동조 길이에 영향을 미치지 못하며, 다만 음향 진동 진폭을 변화시킬 뿐이었다. 이러한 결과로부터, 평균 유동과 노즐 감쇠가 음향 공 동조에 미치는 영향은 미미함을 알 수 있었다. 분사기의 장착 개수가 증가할수록 음향 진동 진폭이 감소하였으나, 분사기와 연계된 새로운 음향 모드가 발생함을 알 수 있었다.

Key Words: Acoustic Tuning(음향 동조), Half-Wave Resonator(반파장 공명기), Acoustic Damping(음향감쇠), Injector Tuning Length(분사기 동조 길이)

† 2006년 8월 18일 접수 ~ 2006년 9월 20일 심사완료

* 정회원, 조선대학교 항공우주공학과

** 학생회원, 조선대학교 대학원 항공우주공학과

*** 정회원, 한국항공우주연구원 연소기그룹

연락처, E-mail: chsohn@chosun.ac.kr

액체 로켓엔진의 고주파 연소 불안정은, 연소과정에 발생하는 열방출이, 연소실 내부에서 진동하며 전파하는 음향파(acoustic wave)와 상호작용하여 음향파의 진폭을 어느 한도 이상으로 증폭시키는 현상을 말한다[1]. 고주파 연소 불안정의 억제를 위해 여러 가지 방법을 적용할 수 있는데, 그 중 한 방법으로 연소실내에서 발생하는 음향파 모드를 억제하는 수동제어기구(배플, 음향공명기 등)의 장착이 있다[1]. 그러나, 이러한 기구는 연소실에 부가적으로 장착되므로, 연소 성능을 감소시키거나 제작의 복잡성을 유발하는 문제점을 수반한다.

한편, 액체추진제 로켓엔진 연소기에는 추진제를 분사하기 위해 필수적으로 분사기가 장착된다. 분사기는, 분사시점에서의 추진제의 상(phase)에 따라 액체-액체형과 기체-액체형으로 나눌 수 있다. 장차 사용될 고성능, 고추력의 연소실에서는 가스 발생기를 사용하고 재생냉각을 채택하는 밀폐형의 사이클을 선택하게 될 것이다[2]. 이 경우 Fig. 1과 같은 형태의 동축형 분사기를 사용하게 된다. 그림에서 보듯이, 이와 같은 연소 사이클에서 사용되는 동축형 분사기에서는 분사기의 중심으로는 기체 추진제가, 그리고 분사기 출구 근처에서 액체 추진제가 공급되어 연소기 내부로 분출된다. 기체-액체형 분사기의 경우, 본질적인 기능은 추진제 분사이지만, 내부 체적의 대부분을 기체가 차지하므로 그 형태상 공명기(resonator)의 역할도 할 수 있음이 이전 연구에서 제시되었다[3, 4]. 즉, 최대의 음향 감쇠를 달성하기 위해서는 분사기의 길이를 반파장 공명기에 해당하는 길이로 설계할 것을 제안하였다. 그러나, 이전 연구에서는 연료와 산화제의 분사 과정을 고려하지 않고, 평균 유동이 없다는 가정하에 상온 음향해석을 수행하였다. 또한 이론적으로 연소시에 로켓엔진의 노즐 목에서 마하수 1에 도달하므로 완전한 음속조건(choking condition)이 되었다는 가정하에 노즐 목에 일정한 경계흡수계수(boundary absorption coefficient)를 부여하여 음향파가 반사되는 고체 벽면으로 간주하였다.

본 연구에서는 이전 연구[3, 4]에서 고려하지

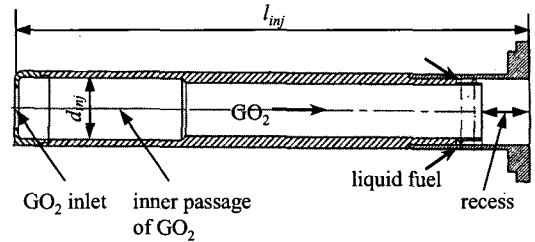


Fig. 1 Geometry of Typical Coaxial Injector

않은 연소실 내부의 평균 유동과 노즐 감쇠 현상을 포함하고, 또다른 인자로서 분사기의 개수를 변화시켜 각 인자가 분사기의 음향 거동에 미치는 영향을 계산하였다. 이를 통해 분사기(음향 공명기)의 음향 동조(acoustic tuning)에 미치는 공명기 개구 면적(open area), 평균 유동, 노즐 감쇠 효과를 고찰하였다.

2. 지배방정식과 수치해석 방법

2.1 지배방정식

연소실내의 음향학적 거동을 해석하기 위해 고전적인 음향학 이론을 도입할 수 있다[5-7]. 유체 매질은 점성이 무시된 완전기체로서 등엔트로피 과정을 겪는다고 가정하고 음향학적 상태량들을 Eq. 1과 같이 평균값과 섭동량으로 구분한다.

$$\begin{aligned} p(\mathbf{x}, t) &= p_0(\mathbf{x}) + p'(\mathbf{x}, t), \\ \mathbf{u}(\mathbf{x}, t) &= \mathbf{u}_0(\mathbf{x}) + \mathbf{u}'(\mathbf{x}, t), \\ \rho(\mathbf{x}, t) &= \rho_0(\mathbf{x}) + \rho'(\mathbf{x}, t) \end{aligned} \quad (1)$$

여기서, p 는 압력, \mathbf{u} 는 속도 벡터, ρ 는 밀도를 나타내며, 하첨자 0는 평균값, '은 섭동량을 나타낸다.

평균값에 비해 섭동량의 크기가 매우 작다는 선형 음향가정(linear acoustic assumption)을 도입하면, 질량, 운동량 그리고 에너지에 대한 보존방정식으로부터 일반적으로 잘 알려진 다음의 파동방정식(wave equation)을 유도할 수 있다.

$$\begin{aligned} \nabla^2 p' - \frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} - \frac{2}{c_0} \frac{\partial}{\partial t} (\mathbf{M} \cdot \nabla p') \\ - (\mathbf{M} \cdot \nabla)(\mathbf{M} \cdot \nabla p') = 0 \end{aligned} \quad (2)$$

여기서 c_0 는 음속, M 은 마하수를 나타낸다. 따라서, Eq. 2의 마지막 두 항은 유체 매질내에 평균 속도장이 존재하는 경우에 나타난다. 여기서 모든 음향학적 변수들이 주어진 주파수, f 에 대해 시간에 따라 주기적으로 나타난다는 조화 가정(harmonic assumption)을 도입한다. 이를 통해 비정상적 시간영역상에서 나타나는 변수들을 공간상의 변화만을 갖는 주파수 영역(steady frequency domain)으로 변환할 수 있으며, 복소음향압력(complex acoustic pressure)을 이용하여 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} p'(\mathbf{x}, t) &= Re\{\tilde{p}'(\mathbf{x}, t)\} = Re\{\tilde{P}(\mathbf{x})e^{-i\omega t}\} \\ \mathbf{u}(\mathbf{x}, t) &= Re\{\tilde{\mathbf{u}}(\mathbf{x}, t)\} = Re\{\tilde{\mathbf{U}}(\mathbf{x})e^{-i\omega t}\} \end{aligned} \quad (3)$$

여기서 (\sim) 는 복소수임을 나타내고, $\omega = 2\pi f$ 는 각주파수(angular frequency)이다. Eq. 3을 파동방정식 Eq. 2에 대입하면 시간에 따른 항이 소거되고 아래와 같은 방정식을 유도할 수 있다.

$$\begin{aligned} \nabla^2 \tilde{P} + k^2 \tilde{P} + i2k(\mathbf{M} \cdot \nabla \tilde{P}) \\ - (\mathbf{M} \cdot \nabla)(\mathbf{M} \cdot \nabla \tilde{P}) = 0 \end{aligned} \quad (4)$$

여기서, $k = \omega/c_0 = 2\pi f/c_0$ 를 나타낸다. Eq. 4에서 평균유동의 공간상 구배가 크지 않다고 가정하면, 다음과 같은 convected Helmholtz 방정식을 얻게 된다.

$$\begin{aligned} (1 - M_x^2) \frac{\partial^2 \tilde{P}}{\partial x^2} + (1 - M_y^2) \frac{\partial^2 \tilde{P}}{\partial y^2} \\ + (1 - M_z^2) \frac{\partial^2 \tilde{P}}{\partial z^2} + i2k(M_x \frac{\partial \tilde{P}}{\partial x} \\ + M_y \frac{\partial \tilde{P}}{\partial y} + M_z \frac{\partial \tilde{P}}{\partial z}) + k^2 \tilde{P} = 0 \end{aligned} \quad (5)$$

결국 Eq. 5를 풀어서 복소음향압력 $\tilde{P}(\mathbf{x})$ 에 대한 정상상태 해를 얻을 수 있다면 실제 알고자 하는 음향압력 $p'(\mathbf{x}, t)$ 를 조화가정에 의한 관계식 Eq. 3을 통해 구할 수 있다. 이러한 조화가정에 의한 해석 방법은, 파동방정식인 Eq. 2를 직접적으로 시간에 따라 해석하는 것에 비해 훨씬 더 효과적

이고 편리한 방법임을 알 수 있다. 이전 연구[3]에서와 마찬가지로 연소실 벽과 분사기 장착면(faceplate)의 경계조건으로 벽 경계 조건을 채택하였다. Helmholtz 방정식의 풀이 방법은 참고문헌[6]에 자세히 기술되어 있으므로 여기서는 생략한다.

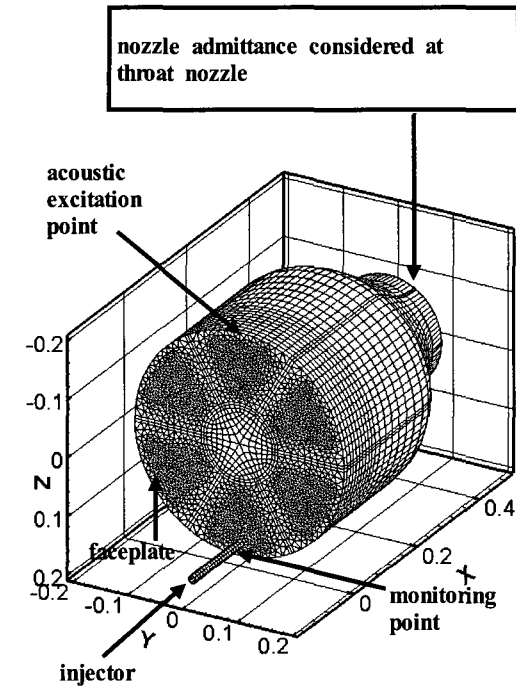
2.2 연소실과 분사기

음향해석을 수행할 연소실의 기하학적 형상을 Fig. 2에 나타내었다. 먼저, 한 개의 공명기만을 연소기에 장착한 격자계(Fig. 2a)를 이용하여 연소실 내부 평균 유동 효과와 노즐 감쇠 효과를 조사하였다. 다음으로, 다수의 분사기를 장착한 음향해석 수행을 위해 Fig. 2b에 나타난 격자계를 채택하였다. 분사기의 개수를 변화시킬 때, 어느 경우라도 분사기가 전체 면에 균등하게 분포되도록 배치하였다. Fig. 2에 나타난 연소기의 직경은 380 mm이고, 노즐 목 직경은 190 mm, 분사기면으로부터 노즐 입구부까지의 거리는 250 mm, 노즐 수축 반각은 30°이다.

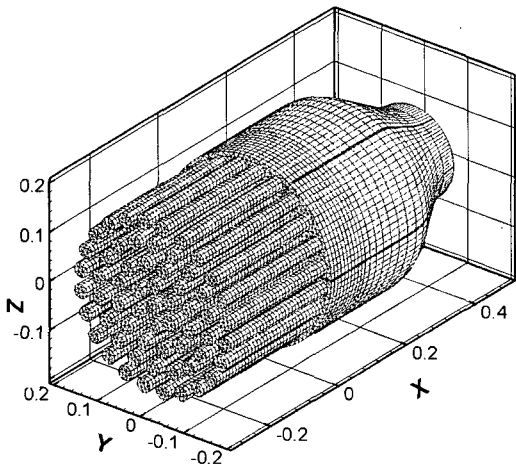
단일 분사기를 장착하는 경우, 분사기의 직경은 14 mm이고, 다수의 분사기를 장착하는 경우 분사기의 직경을 30 mm로 설정하였다. 연소실 내부의 평균 유동 속도를 마하수로 표현하고, 노즐 임피던스(impedance)[1, 8, 9]를 바꿔가며 조화해석을 수행하여 분사기의 음향 동조 조건의 변화 특성을 조사하였다. 조화해석에 대한 자세한 설명은 참고문헌[5]에 자세히 기술되어 있으므로 여기서는 생략한다.

3. 노즐에 의한 음향 감쇠 현상에 대한 고찰

연소 가스는 이론적으로 노즐 목에서 마하수 1에 도달하여 음속조건(choking condition)이 되고, 노즐 팽창 부분에서 초음속 상태가 되면 초음속 영역에서의 압력 섭동이 아음속 영역인 연소실에 영향을 미치지 못하게 된다. 이전의 연구[3, 4]에서는, 이를 토대로 노즐 목에서 음향학적으로 고체벽면처럼 단힌 경계가 형성되어 음향파



(a) combustion chamber with a single injector



(b) combustion chamber with numerous injectors

Fig. 2 Geometry and Computational Grids of the Chamber and Injector [unit: m]

를 거의 완전히 반사한다고 가정하였다. 이에 반하여, 노즐 목에서 음향파가 완전히 투과내지는 흡수되는 상황을 생각해 볼 수 있다. 실제로는 완전 반사와 완전 흡수의 사이에 해당하는 조건이 형성된다. 이를 정량화한 인자가 정규 음향 임피던스(normalized acoustic impedance), Z 이다. 또는 이의 역수인 노즐 어드미턴스(nozzle admittance), ϵ [9, 10]을 사용하기도 한다. 노즐 어드미턴스로 나타낼 때, 노즐 목에서 음향파 완전 반사 조건의 경우 $\epsilon = 0$ 에 해당하고, 완전 흡수의 경우는 1에 해당한다고 볼 수 있다.

이러한 노즐에서의 음향파의 감쇠 현상을 고려하기 위해 노즐 어드미턴스에 따른 음향해석을 수행하여 음향 동조에 미치는 효과를 조사하였다.

4. 계산 결과 및 논의

4.1 연소실 내부의 유동 효과

앞서 기술했듯이 실제 연소상황에서는 연소가스의 평균 유동이 존재하며 통상 연소실 축방향으로 $O(0.1)$ 의 마하수를 갖는 유동장이 형성된다. 본 계산에서는 인위적으로 넓은 마하수 범위를 고려하고자 연소실내 마하수를 0에서 2.8까지 증가시켜 그에 따른 음향응답과 연소실 유동 속도에 따른 반파장 공명기로서 작용하는 최적의 분사기길이를 각각 Fig. 3과 4에 나타내었다.

Figure 3의 음향응답을 보면 마하수에 따른 공진 모드의 주파수는 약간 감소하나 대체로 진폭과 주파수의 변화가 아주 작다. 이런 이유로, Fig. 4에서 보듯이 연소실 내부 유속에 따른 반파장의 공명기의 역할을하는 최적 분사기 길이도 유동의 효과를 미약하게 받는다.

4.2 노즐감쇠 효과

한 예로 액체 로켓 엔진 연소실에서, 복소(complex) 음향 어드미턴스의 실수부와 허수부 크기를 $O(0.1)$ 로 볼 수 있다[10]. 이전의 연구[3, 4]에서는 아주 작은 어드미턴스($\epsilon = 0.005$)를 노

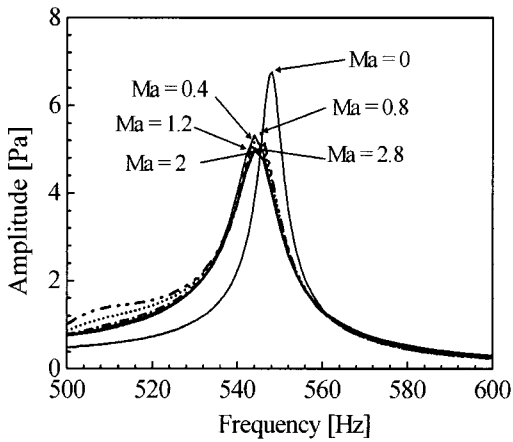


Fig. 3 Acoustic Responses near 1T Mode for several Mach Numbers in a Combustion Chamber

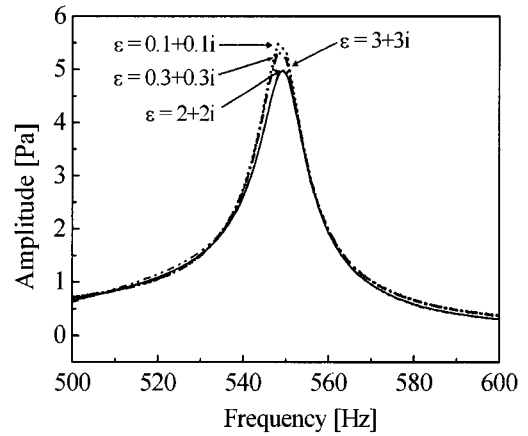


Fig. 5 Acoustic Responses near 1T Mode for Several Nozzle Admittance(ϵ) in a Combustion Chamber

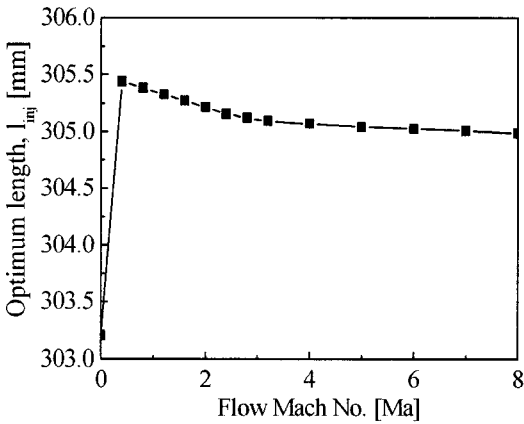


Fig. 4 Optimum Injector Length as a Function of Ma in a Combustion Chamber at 1T Mode

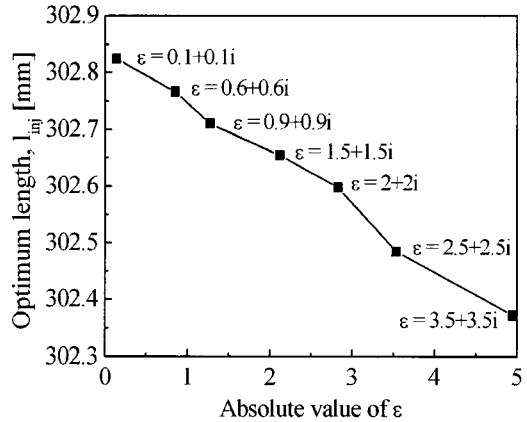


Fig. 6 Optimum Injector Length as a Function of Nozzle Admittance(ϵ) in a Combustion Chamber at 1T Mode

즐 목에 부여하여 계산을 수행하였다. 노즐에서의 음향과 흡수 현상을 고려하기 위해, $\epsilon = 0.1+0.1i \sim 3+3i$ 까지를 경계조건으로 부여하여 음향 응답을 계산하여 Fig. 5에 나타내었다. 노즐 어드미턴스에 따른 공진 모드(1T)의 진폭과 주파수의 변화가 아주 작음을 알 수 있다. 이를 통해, 노즐 감쇠 효과 역시 음향학적인 특성에 큰 영향을 미치지 못할 것으로 추측할 수 있다. 이를 토대로, 반파장 공명기로서의 분사기 최적 길이 변화를 계산하여 Fig. 6에 나타내었다. 예상

대로 노즐 어드미턴스에 따른 최적 분사기 길이의 변화는 미미함을 알 수 있었다.

평균 유동 효과와 노즐 감쇠 효과를 고려한 각각의 경우에 대해, 분사기 길이에 따른 감쇠 인자 변화를 기존 결과와 비교하여 Fig. 7에 나타내었다. 평균 유동 효과와 노즐 감쇠 효과를 고려하더라도 분사기 최적 길이의 변화는 미약하므로, 이들 효과가 분사기의 음향학적 동조 조건을 찾는 데 미치는 영향은 작다고 판단된다.

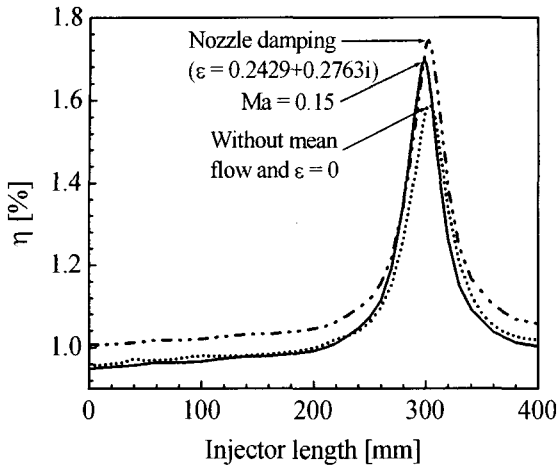


Fig. 7 Damping Factors as a Function of Injector Length in a Combustion Chamber at 1T Mode

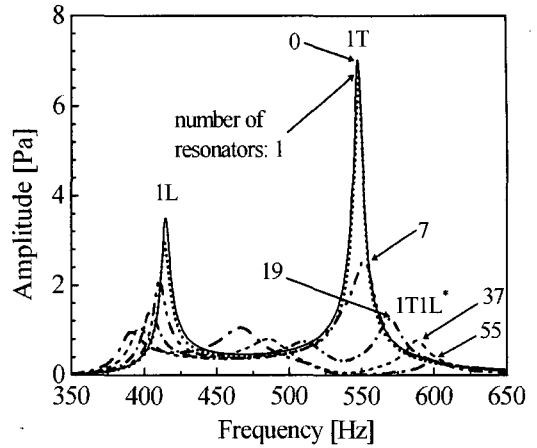


Fig. 8 Acoustic Responses near 1L and 1T Modes in a Combustion Chamber with the Variable Number of Injectors

4.3 다수의 분사기 장착 효과

실제 로켓엔진에는 분사기 장착면에 수백 개의 분사기가 장착되며, 분사기 개수가 증가할수록 음향 감쇠 성능이 증가할 것으로 예측할 수 있다. 감쇠시키고자 하는 음향파(1T)의 반파장 길이에 해당하는 303 mm 길이 [3, 4]의 분사기가 장착된 개수가 증가함에 따른 음향학적인 특성의 변화를 1L, 1T 모드의 감쇠인자와 주파수 변화를 통해 알아보았다. 분사기 개수를 0 ~ 55 개까지 변화시켜가며 음향 응답을 계산하여 Fig. 8에 나타내었다. 분사기의 장착개수가 늘어날수록, 분사기가 장착되는 분사기면에서의 열린 면적(open area)이 증가하여 1T 모드의 진폭이 크게 감소하며, 낮은 주파수 영역으로의 주파수 이동(shift) 현상이 관찰되었다. 그러나, 어느 이상 개수가 증가하면 진폭의 감소는 더 이상 진행되지 않았다. 특이한 점은, 분사기의 개수가 증가함에 따라, 새로운 음향모드가 나타났다. 그 음향 모드의 특성을 조사한 결과, 분사기와 연계된 음향 모드임을 알 수 있었다. 따라서, 이를 분사기와 연계된 (injector coupled) 음향모드라 부르겠으며 1T1L*이라고 표시하겠다.

Figure 9에는 1L, 1T, 1T1L* 모드 각각의 감쇠인자를 나타내었다. 1L 모드의 감쇠인자는 분사

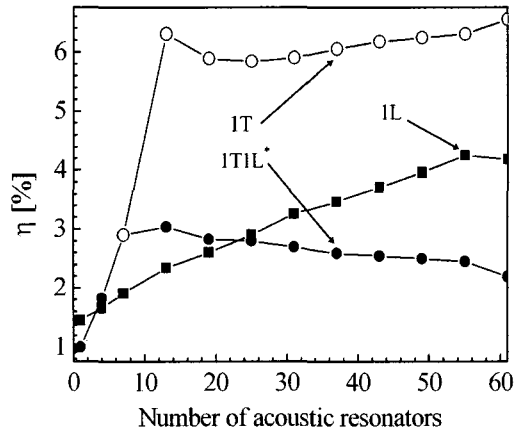


Fig. 9 Damping Factors of 1L, 1T, and 1T1L* Modes as a Function of Injector Numbers in a Combustion Chamber

기 개수가 증가할수록 경계 흡수(boundary absorption) 효과의 증가로 인해 지속적으로 커지는 것을 알 수 있다. 그러나, 분사기의 동조(tuning)을 통해 감쇠시키고자 의도 했던 1T 모드의 감쇠인자는 분사기 개수에 따라 지속적으로 증가하다가 더 이상 증가하지 않았다. 그리고, 새로운 분사기와 연계된(injector coupled) 모드인 1T1L* 모드가 출현하였다. 이를 통해, 분사

기가 1T에 동조가 되더라도 새로운 모드가 출현하여 분사기의 음향 감쇠 성능을 저하시킴을 알 수 있었다.

5. 결 론

고성능 연소기에서 주로 채택되는 기체-액체형 동축 분사기의 음향감쇠 효과에 미치는 연소실 내부의 유동과 노즐 감쇠 효과를 알아보았다. 이전 연구의 결과를 토대로 연소실 내부의 유동흐름에 따른 음향학적인 효과와 노즐 감쇠 효과를 음향학적인 측면에서 분석하였다.

연소실 내부의 평균 유동 효과를 고려하더라도 1T 음향모드의 압력 진폭과 주파수의 변화가 아주 미약하게 나타났으며, 노즐 감쇠 효과에 따른 주파수의 변화는 아주 미약하였으며, 압력 진폭의 변화도 작은 것을 알 수 있었다. 그러므로, 이들이 반파장 공명기 역할을 수행하는 분사기의 최적길이와 주요 공진주파수 변화에 미치는 영향이 아주 작고, 여전히 분사기가 반파장 공명기의 역할을 할 수 있음을 확인하였다. 반파장 공명기로서 작용할 수 있는 303 mm인 분사기의 장착 개수가 증가할수록 분사기면에서 열린 면적이 증가하여 동조된 공진주파수의 감쇠인자가 증가하는 것을 확인하였다. 그러나, 분사기의 개수가 증가함에 따라 분사기와 연계된 새로운 음향모드가 새롭게 형성되어 감쇠 효과가 저하되었다.

참 고 문 헌

- Harrje, D. J. and Reardon, F. H. (eds.), Liquid Propellant Rocket Combustion Instability, NASA SP-194, 1972
- 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
- 박이선, 손채훈, "액체 로켓엔진 분사기의 음향감쇠 효과에 관한 수치적 연구", 한국항공우주학회지, 제33권 제5호, 2005, pp.79-86
- 손채훈, 박이선, "로켓엔진 연소기에서 반파장 공명기의 음향감쇠에 관한 수치적 연구", 한국추진공학학회지, 제9권 제4호, 2005, pp.9-15
- Zucrow, M. J. and Hoffman, J. D., Gas Dynamics, Vol. II, John Wiley and Sons, Inc., New York, 1977
- 김성구, 김홍집, 손채훈, "로켓엔진 연소기 설계의 음향안정성 평가를 위한 해석코드 개발", 한국항공우주학회지, 제32권 제6호, 2004, pp.110-116
- Kinsler, L. E., Frey, A. R. Coppens, A. B., and Sanders, J. V., Fundamentals of Acoustics, John Wiley & Sons, Inc., 2000
- 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
- Crocco, L., "Theoretical Studies on Liquid-Propellant Rocket Instability," Tenth Symposium (International) on Combustion, The Combustion Institute, Pittsburgh, PA, 1965, pp.1101-1128
- 손채훈, 박이선, 문윤완, 김홍집, 허환일, "액체 로켓엔진에서 선형 연소 안정한계에 미치는 유산화학반응 및 막냉각 효과", 한국항공우주학회지, 제34권 제2호, 2006, pp.75-81