

모형 연소실에 장착된 다중 스월인젝터의 음향학적 감쇠 효과

김현성* · 김병선* · 윤영빈**

Effect of Multi-Swirl Injector on Acoustic Damping in Model Combustion Chamber

Hyunsung Kim* · Byungsun Kim* · Youngbin Yoon**

ABSTRACT

The aim of this study is to suppress the high-frequency combustion instability by acoustic absorption through swirl injector with variable air core length. In the previous study, acoustic damping effects on air core (length, shape, volume) and location of the injector in a model chamber were investigated. Through previous results, our study has advanced to the effect of tuned multi-injectors. From the experimental data, it is proved that increasing of numbers of injectors mounted each anti-node point can increase acoustic damping effect. Also, when tuned injectors at 1L, 1T, 1L1T modes simultaneously are installed each anti-node point of model chamber, damping effect of tuned injectors with multi modes is well agreed with it of tuned injectors with single mode.

초 록

본 연구의 목표는 air core의 길이 조절이 가능한 스월인젝터의 음향학적인 감쇠기능을 통해 고주파 연소불안정을 억제하는 것이다. air core(길이, 형상, 부피)와 인젝터의 위치에 대한 음향학적인 감쇠 효과는 선행 연구를 통해 실험되었다. 이러한 결과들을 바탕으로 다중 인젝터들의 효과에 대한 연구를 진행하였다. 실험 결과로부터 각 모드(anti-node)에 장착된 인젝터들의 수의 증가로 감쇠효과가 증가하는 것을 확인하였다. 또한 각 모드들의 배(anti-node)에 장착되어 동조된 인젝터들이 동시에 개별적인 모드 감쇠 성능을 보일 수 있음을 확인했다.

Key Words : Swirl Injector(스월 인젝터), Anti-node Point(배), Resonant Frequency(공진 주파수), Acoustic Damper(음향학적 감쇠자), Combustion Instability(연소 불안정)

1. 서 론

러시아에서 개발된 로켓 엔진은 인젝터의 형

상과 배열만을 조작하여 고주파 연소 불안정을 억제한 것으로 알려져 있으나 저널 등에는 소개되고 있지 않은 상황이다[1]. 이를 바탕으로 본 연구에서는 스월 인젝터를 음향감쇠자의 역할을 할 수 있는 사분파장 공명기로서 해석하였다.

본 연구에서는 액체 추진제를 사용하는 동축형 스월 인젝터의 내부 인젝터를 모델 스월 인젝터로 채택하여, 스월 인젝터 내부에 형성되는

* 정회원, 서울대학교 대학원 기계항공공학부

** 정회원, 서울대학교 기계항공공학부/
항공우주신기술연구소

연락처, E-mail : ybyoon@snu.ac.kr

air core를 사분파장 공명기로 해석하였다. 사용된 모델 스윙 인젝터는 접선 유입구 후방(extra air core volume)의 길이를 조절하여 인젝터 내부의 air core를 특정 모드의 주파수에 동조시킴으로써 연소불안정의 원인이 되는 음향파를 제어할 수 있도록 고안되었다. 이미 수행된 Kim[2, 3] 등의 연구에서 유동이 있는 경우 스윙 인젝터 내부에 형성되는 air core를 사분파장 공명기로 해석하여 유해주파수에 동조시키기 위해서는 전체적인 air core 형상이 균일해야 이론적으로 예측된 인젝터 길이에서 감쇠효과를 볼 수 있음을 확인하였다. 또한 각 모드에 튜닝된 인젝터가 각 모드의 배(anti-node point)에 장착되었을 경우 감쇠 성능은 인젝터의 직경 즉, 내부 부피에 비례하고 있음을 확인하였다.

이러한 결과들을 통해 단일 인젝터의 단일 모드에 대한 음향감쇠자로서의 역할은 파악되었지만, 이를 확장하여 단일 모드에서 다중 인젝터의 감쇠 효과와 다중 모드에서의 다중 인젝터의 동시 감쇠효과를 파악하고자 한다. 실험을 위해 형상이 일정하게 유지된 air core를 모사할 수 있는 동조 길이 조절이 가능한 다수의 아크릴 재질의 튜브를 제작하였고 모델 챔버에서 발생하는 1L(first longitudinal), 1T(first tangential), 1L1T(first longitudinal first tangential)모드를 타겟(target) 모드로 선정하였다.

2. 실험방법과 실험장치

2.1 모델 연소실의 공진주파수

음향해석상 정상적인 연소가 일어나는 액체로켓의 연소실은 노즐목에서 초킹(choking)현상이 일어나 닫혀있는 구조라고 볼 수 있으므로 노즐 수축부의 영향을 고려하지 않고 양 끝이 닫힌(closed/closed) 조건의 이상적인 원기둥 형태로 가정할 수 있다[8]. 따라서 모델 연소실 역시 양 끝이 닫힌 형태로 가정하였고, 이에 원기둥 좌표계를 적용하여 방정식의 해를 변수분리법으로 분리한 후 베셀 방정식의 고유값을 이용하면 연소실의 고유 주파수 식을 구할 수 있다. 식 (1)

$$f_{lmn} = \frac{c}{2\pi} \sqrt{\left(\frac{\lambda_{mn}^2}{R_c^2} + \frac{l^2\pi^2}{L_c^2}\right)} \quad (1)$$

$l, m, n = 0, 1, 2, \dots$

에서 R_c 와 L_c 는 원기둥의 반지름과 길이, c 는 실린더내의 음속을 나타낸다. 또한 l, m, n 은 닫힌 원통형 실린더 조건에서 음향모드를 결정하는데 각각 종방향 모드(longitudinal mode), 접선방향모드(tangential mode), 반경방향 모드(radial mode)를 결정하고 λ_{mn} 은 횡방향 모드(transverse mode)의 고유값(eigenvalue)이다 [4,5]. 식(1)과 관련한 자세한 설명은 참고문헌[4]에 자세히 기술되어 있으므로 여기서는 생략한다

2.2 모델 튜브의 동조 길이

본 연구에서는 fig. 1. 에서와 같이 인젝터 내부에 발생하는 균일한 형태의 air core를 모사한 아크릴 튜브를 제작하였다. 사용된 튜브는 다단 유입구를 갖는 스윙 인젝터와 마찬가지로 동조 길이 조절이 가능한 구조로 되어 있으므로 끝단 조건은 open-closed라고 할 수 있다. 그러므로 모델 튜브는 사분파장 공명기로 해석할 수 있다. 사분파장공명기 식을 이용하여 특정한 고유주파수 f_0 에동조된 모델 인젝터의 설계식을 유도하면 식 (2)와 같다.

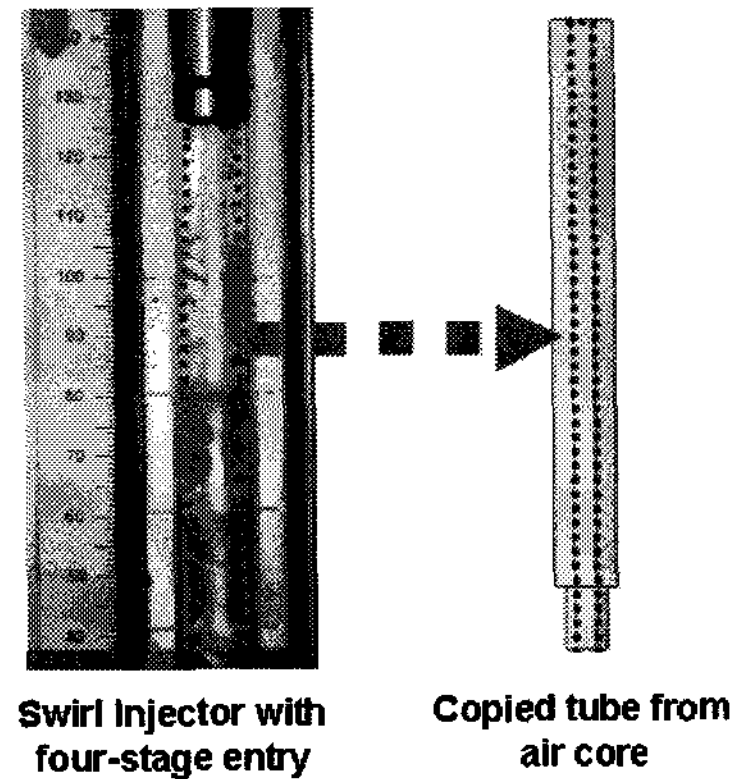


Fig. 1. Copied tube on air core

$$L_R = \frac{c}{4f_0} - \Delta l \quad (2)$$

여기서 c 는 음속, L_R 은 사분파장 공명기의 길이를 나타내고, Δl 은 공명기의 질량 보정인자이다. 질량 보정 인자 Δl 은 오리피스 모양에 따라 인젝터 반지름의 0.6 배에서 0.85 배로 알려져 있다[6,7]. 하지만 본 연구에서는 주파수 측정 실험을 통해서 Δl 값을 반지름의 1.9 배로 추정하

여 설계식에 이용하였다. 모델 인젝터가 음향감쇠자로 효과적으로 작동되기 위해서는 식 (2)에서 나타낸 것과 같이 인젝터 길이가 모델 연소실의 주파수와 같도록 설계되어야 한다.

2.3 실험장치

모델 연소실과 인젝터의 합리적인 크기와 형상을 유지하기 위해서 임의로 모델 연소실의 치수를 설계한 후 연소실의 여러 가지 모드와 고유주파수와 동조되는 인젝터를 Bazarov의 설계이론에 따라 설계하였다[8,9]. 특히 이론식만을 이용하여 간단하게 고유 음향주파수를 동조시키기 위해서 지름 270mm, 높이 250mm인 원통형으로 설계하였다. 인젝터의 수와 배열에 의한 모드 감쇠 효과를 확인하기 위해서 총 21개의 모델튜브를 제작하였고 fig.2에서 보이는 것과 같이 모델 연소실 상단에 각각의 튜브들을 장착할 수 있도록 하였다. 1L 모드의 경우 상단의 모든

위치가 배(anti-node point)가 되므로 어느 위치에나 장착 위치를 정할 수 있지만 다른 모드 튜닝 위치를 고려하여 모델 연소실 상단(fig. 2.)의 중앙(position 1)에 9개의 튜브를 장착할 수 있도록 하였다. 1T, 1L1T 모드의 경우 연소실 상단 끝 부분(position 2)이 배가 되므로 이 위치에 12개의 튜브를 장착할 수 있도록 하였다. 각 튜브를 피스톤 조절을 통해 각각의 타겟 모드와 동조시켜 단일 모드 감쇠, 다중 모드 동시 감쇠, 그리고 튜브 배열에 의한 감쇠 효과에 대해 실험을 진행하였다. 튜브들은 모두 인젝터로 가정하였고 실험장치 구성은 fig. 3에 보이는 것과 같다.

3. 실험결과

3.1 인젝터의 위치에 따른 감쇠 성능

다수의 인젝터가 장착되는 경우, 1L 모드는 배(anti-node)가 연소실 상단 전체에 위치하고 있으므로 위치에 따른 각 인젝터들의 감쇠 성능의 차이가 없지만 1T, 1L1T 모드는 배가 연소실 상단의 끝 부분에 있으므로 상대적인 감쇠 성능의 차이가 있을 것으로 예상된다. 이에 대한 감쇠 성능 정의를 위해 각 인젝터 별로 주파수 응답을 측정하여 정규화시킨 감쇠인자(normalized damping factor), η_n 을 나타내었다[10]. η_n 의 정의는 식 (5)와 같다.

$$\eta_n = \frac{\eta_i}{\eta_a} \tag{5}$$

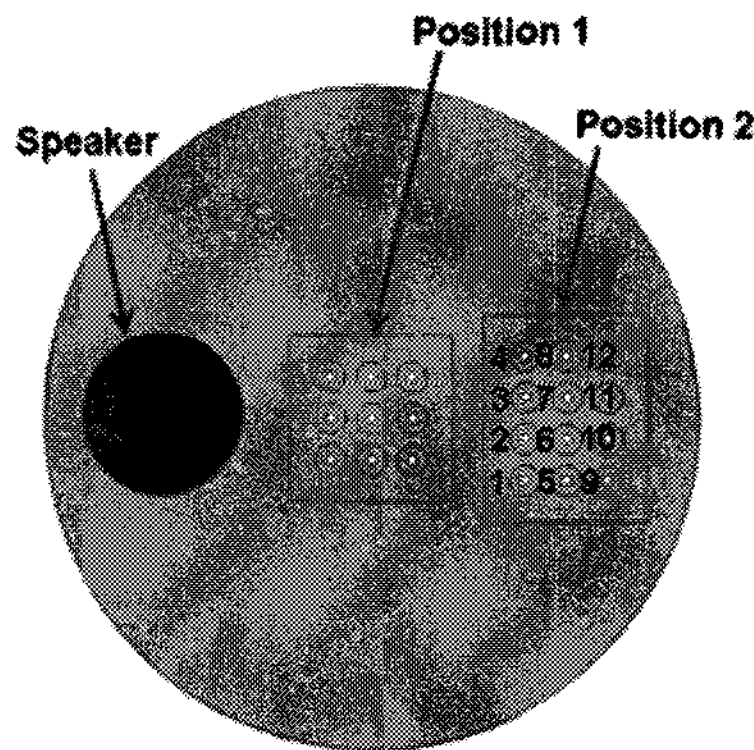


Fig. 2. Faceplate of combustion model chamber

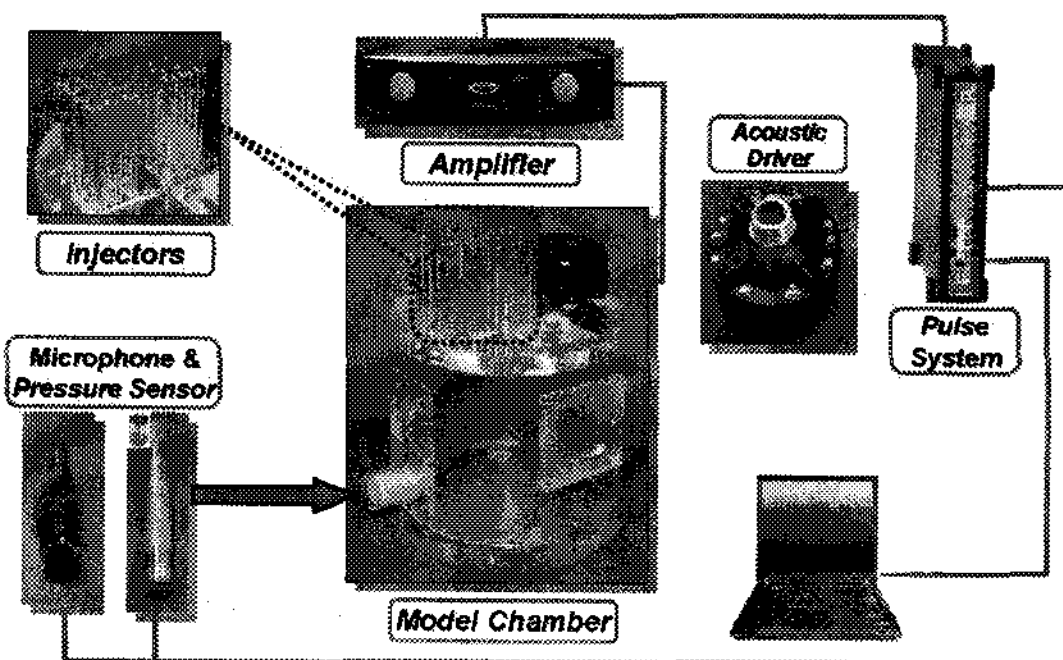


Fig. 3. Experimental setup of acoustic tests

여기서 η_i 는 각 인젝터들의 감쇠인자이고 η_a 는 배와 가장 가까이에 있는 인젝터의 감쇠인자이다[10]. 모델 연소실 윗면의 position2에서의 인젝터들의 측정순서는 fig. 2에 나타나 있으며 이 순서대로 감쇠인자를 측정하여 표 2에 정리하였다. 1T와 1L1T 모드 둘 다 11번 위치의 인젝터에서 가장 큰 감쇠인자가 나타났으며 11번의 감쇠인자를 사용하여 각 인젝터들에 대한 측정 결과들을 정규화하였다. 이러한 결과들을 통해 인젝터 증가에 의한 실제 성능 증가를 상대적으로 나타낼 수 있었고, 인젝터들의 증가와 함께 사용된 인젝터들의 정규화된 감쇠인자들의 합을 함께 표시하였다.

Table 1. Normalized damping factor on position 2 for 1L and 1L1T

Injector Number	1T	1L1T
1	0.77	0.69
2	0.82	0.75
3	0.80	0.75
4	0.77	0.69
5	0.85	0.84
6	0.91	0.90
7	0.91	0.89
8	0.84	0.82
9	0.90	0.94
10	0.97	1
11	1	1
12	0.91	0.95

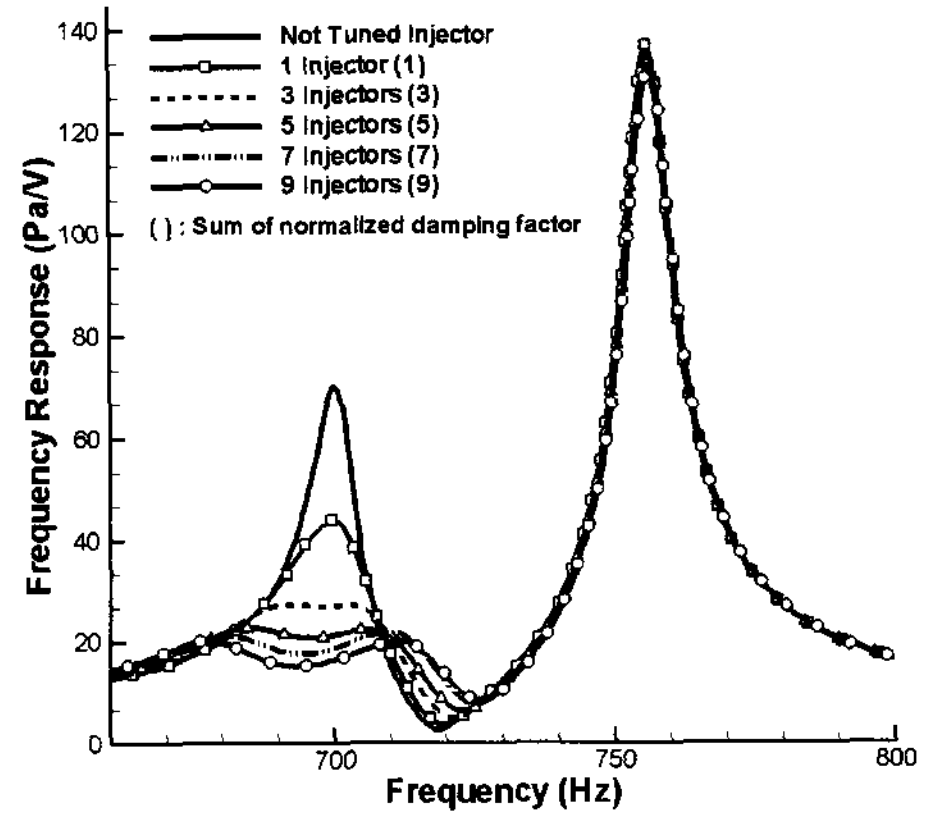
3.2 다중 인젝터 장착에 의한 효과

본 연구에서는 1L, 1T, 1L1T 모드의 배로 알려진 각각의 위치에 모델 튜브를 장착하여 그 수를 조절할 수 있도록 하였다. 먼저 Position 1에 1L 모드와 동조된 튜브 9개를 장착하여 1개씩 줄여가면서 이에 대한 주파수 응답 특성 및 감쇠율을 측정하였다. 1T, 1L1T 모드는 position 2에서 1L 모드와 같은 방법으로 각각 12개의 튜브를 사용하여 실험을 진행하였다. 각 모드에 대해 파인 튜닝된 길이의 튜브를 최대로 장착했을 경우 모드 분리 현상이 일어나 fig. 4에서 보이는 것과 같이 peak amplitude가 각각 78%(1L), 79%(1T), 78%(1L1T) 감소하는 것을 확인하였다.

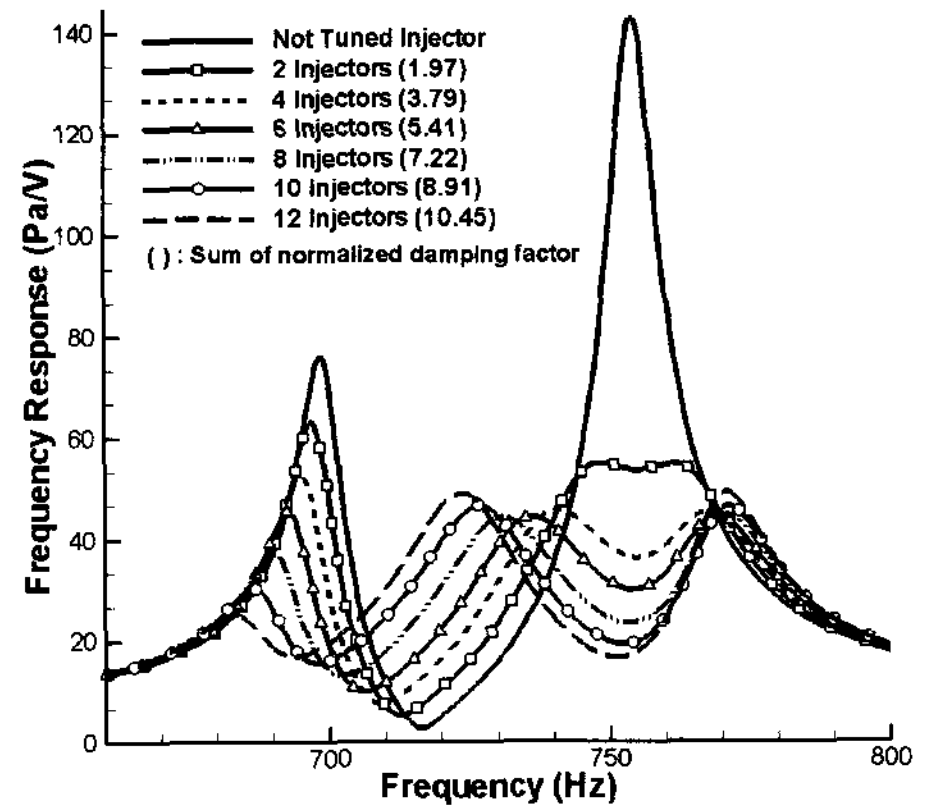
Figure 5는 모드 분할이 일어날 때 동조 주파수(f_o)를 중심으로 발생하는 고주파수(f_H)와 저주파수(f_L) 진폭을 주파수의 이동($\Delta f_{H-L}/f_o$)으로 계산한 결과를 보여준다. 인젝터의 증가와 함께 모드분할 거리가 커지고 있는 것을 알 수 있다.

다수의 인젝터들의 의한 음향학적인 감쇠효과를 정량화하기 위해 감쇠율(decay rate)을 사용하였다. 감쇠율은 연소실의 가진 소스를 갑자기 중단하였을 때, 식 (6)을 이용해 구해지는 모드 감쇠지수 α 를 주파수로 나누어 구할 수 있다 [2,11]. 그리고 구해진 α 에 연소실 내부 음압 감소 효과를 적용하여 α_p 로 나타내었다.

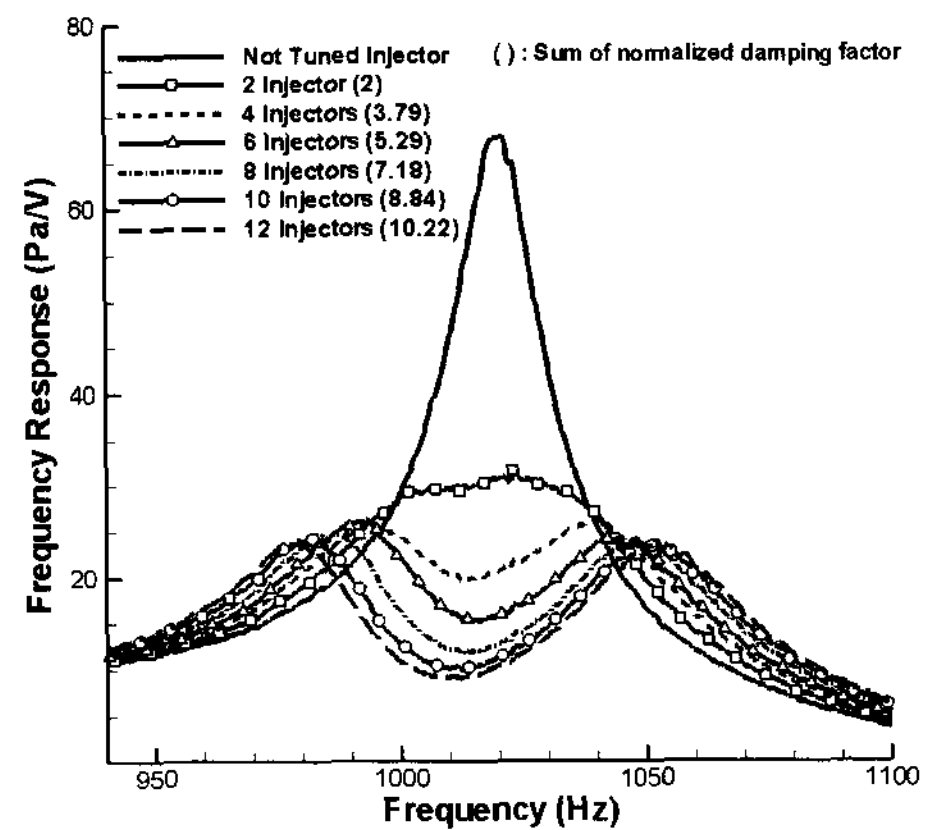
$$\dot{P}_t = P_{max} e^{-\alpha t} \sin 2\pi f_0 t \quad (4)$$



(a) 1L mode-tuned multi-injector



(b) 1T mode-tuned multi-injector



(c) 1L1T mode-tuned injector

Fig. 4. Frequency response of chamber with tuned multi-injector

여기서 P_t 는 시간 t 에 대한 음압, P_{max} 는 시간 $t=0$ 에서 음압, α 는 모드 감쇠지수, f_0 는 고유주파수, t 는 시간을 나타낸다. 식을 통해 Fig. 6은 실험을 통해 측정된 감쇠율, α_p 의 변화를 보여주고 있으며 이를 통해 각 모드별로 다중 인젝터에 의한 감쇠 효과를 판단하였다. Fig. 6에서 1T 모드의 감쇠율이 7개의 인젝터($\sigma_A=0.24\%$, $\eta_n=6.32$)가 장착된 이후로 감소하고 있는 것을 볼 수 있는데 1T 모드 주파수 응답의 결과(fig. 5. (b))에서 모드 분할된 주파수들의 진폭과 거의 같은 경향을 보이는 것을 알 수 있다. 1T 모드의 경우 인젝터 장착에 의해 모드 분할 거리는 계속 커지고 있지만 모드 분할된 주파수들의 진폭 증가와 함께 연소실 내부의 압력이 증가하여 감쇠 성능이 저하되는 것으로 판단된다. 그리고 1L1T 모드의 결과에서는 10개의 인젝터($\sigma_A=0.34\%$, $\eta_n=8.84$)가 장착된 이후로 감쇠율이 거의 증가하지 않고 있는 것을 확인 할 수 있으며 추가적인 인젝터 장착에 의한 감쇠성능의 저하도 예측해 볼 수 있다. 인젝터 장착에 의한 효율적인 음향학적 감쇠성능의 향상을 위해서는 인젝터 수의 증가를 통한 열린 면적비, 즉 분사기면에 장착된 분사기의 면적 비율($\sigma_A = A_i/A_c$)의 증가와 함께 모드감쇠를 위한 적절한 인젝터 수의 결정이 필요할 것으로 판단된다.

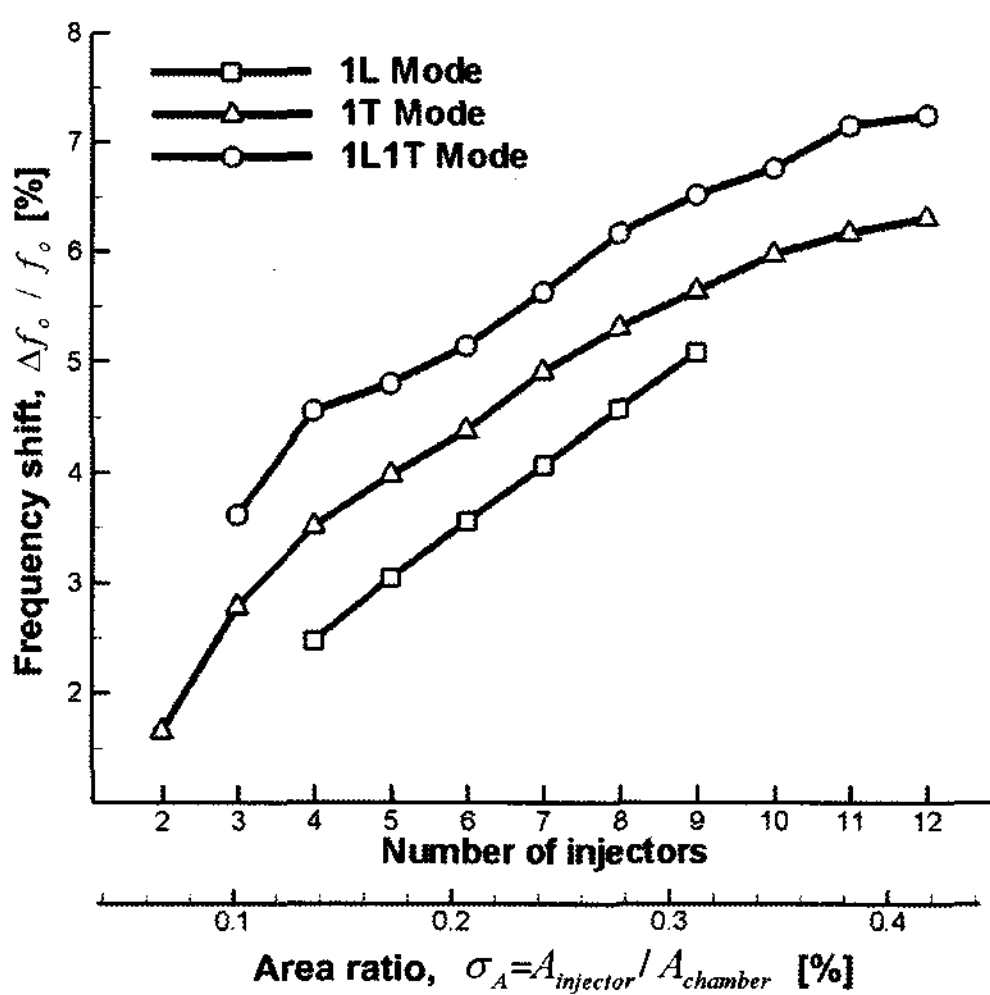


Fig. 5. Frequency shift by increasing of tuned injectors

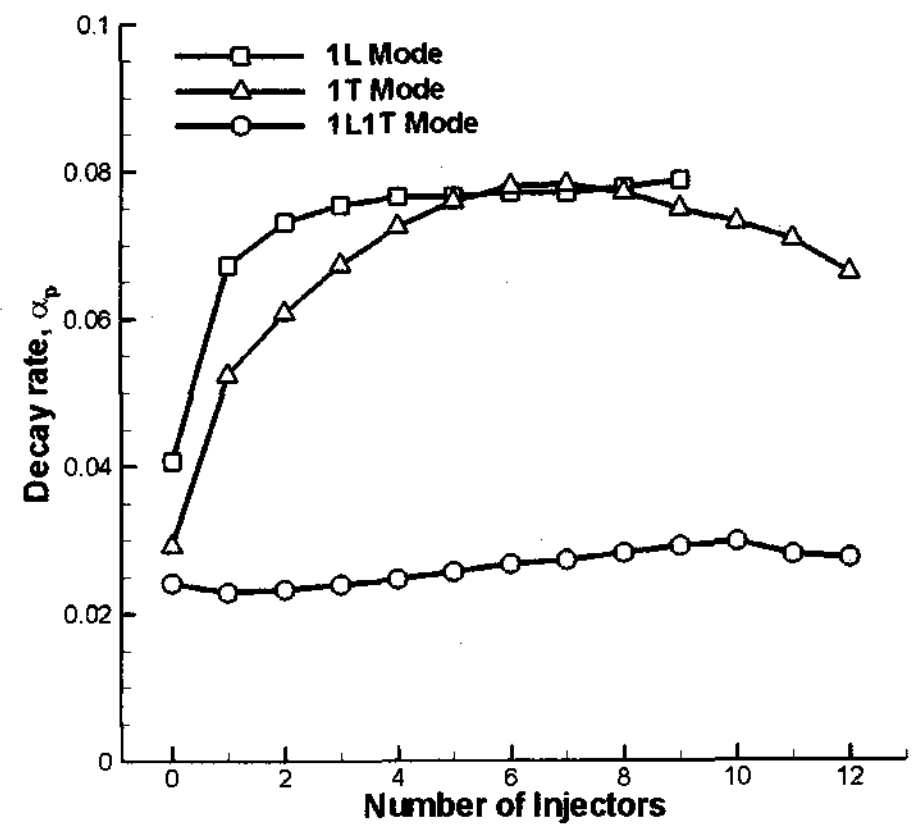


Fig. 6. Decay rate by increasing of tuning injectors

3.3 다중 인젝터에 의한 다중 모드 감쇠

다중 인젝터의 다중 모드 감쇠에 대한 주파수 응답 특성 실험을 진행하였다. Position 1에 1L 모드로 튜닝된 117mm 길이의 인젝터 9개를 장착하였고 position 2에는 1T와 1L1T에 각각 동조된 107.5mm와 77mm 길이의 인젝터 6개씩을 장착하였다. Position 2에 장착되는 인젝터들은 배열에 의한 영향이 있을 것을 고려하며 대칭성을 유지하면서 실험을 수행하였다. 다중 모드 감쇠 실험에서는 감쇠를 위한 적절한 수의 인젝터들이 사용되었으므로 진폭감쇠의 측정만으로도 감쇠 효과의 평가가 가능하다. Fig. 7은 다중 인젝터에 의한 다중 모드 감쇠의 주파수 응답 결과로서 각 모드의 배(anti-node)에 위치한 동조된 인젝터들에 의해 peak amplitude가 각각 82%(1L), 77%(1T), 82%(1L1T) 감소하고 있

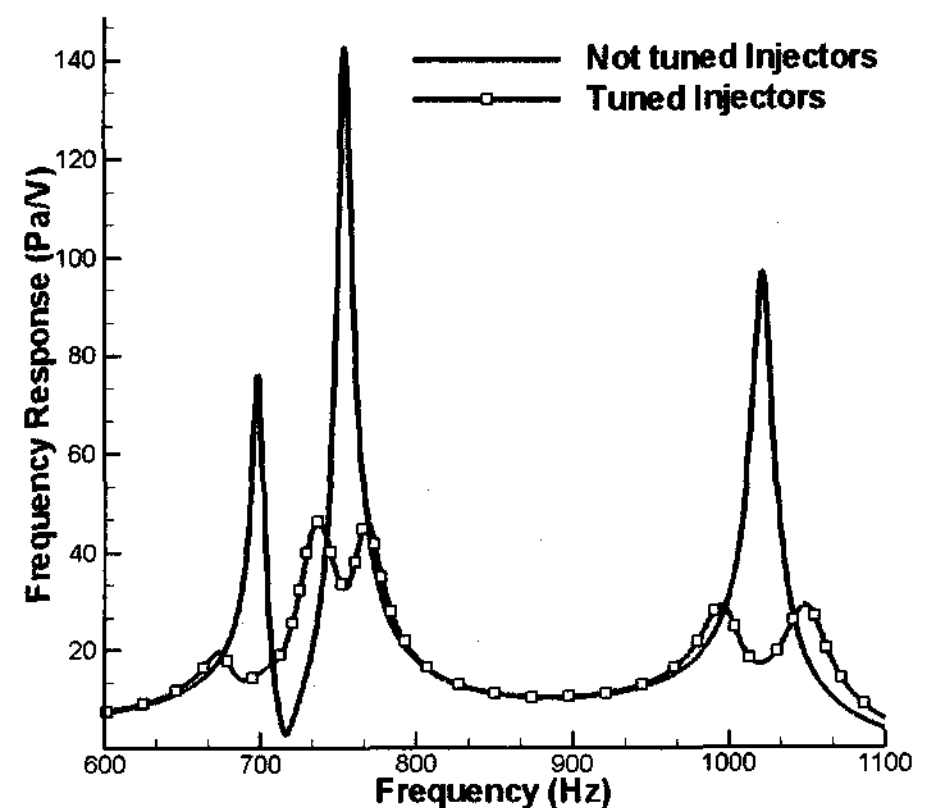


Fig. 7. Faceplate of combustion model chamber

는 것을 보여준다. 이러한 결과로부터 다중 인젝터에 의한 다중 모드 감쇠 효과를 확인하였고 다중 인젝터가 서로 다른 모드에 동조되어 근접한 위치에 장착되어도 음향학적인 감쇠에 대한 독립적인 성능을 가질 수 있을 것으로 판단하였다.

4. 결 론

본 연구에서는 연소불안정 제어를 위한 기구로서 스윙 인젝터 내부에 형성되는 air core를 모사한 다수의 튜브를 제작하여 음향학적 감쇠 기능을 갖는 사분파장 공명기로 해석하였다. 감쇠 효과는 인젝터 내부에 형성되는 air core의 직경, 즉 부피에 비례하는 것으로 확인이 되었는데[3], 현실적으로 인젝터의 부피를 크게 하는 것은 어느 정도 한계가 있으므로 인젝터의 수를 늘려 감쇠효과를 증가 시키는 방법을 사용하였다. 각 모드에 동조된 인젝터 수를 증가시키면서 각 모드에서 peak amplitude, 모드 분할 거리(mode split width), 감쇠율(damping rate)을 확인하였고, 이를 통해 인젝터 수의 증가가 음향학적인 감쇠 성능 증가를 가져 올 수 있다는 것을 확인하였다. 또한 1L, 1T, 1L1T 모드에 동조된 다수의 인젝터들을 동시에 장착하여 실험을 진행하였다. 주파수 응답 결과를 통해 각 모드에 대한 감쇠가 독립적으로 일어나고 있음을 확인하였다.

효과적인 음향학적 감쇠를 위한 적절한 수의 인젝터를 장착한다면 연소불안정을 일으킬수 있는 모드의 감쇠가 가능할 것으로 판단되고, 특히나 스윙 인젝터는 일반적인 사분파장 공명기와 달리 액체 로켓의 연소실의 인젝터 장착면의 다양한 위치에 장착이 가능하기 때문에 고주파 연소불안정에 위험 요소가 될 수 있는 유해한 모드들을 동시에 효과적으로 제어하는 것이 가능할 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 과학기술부의 핵심기초사업(0498-20070011)의 일환으로 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. Bazarov, V. G., Liquid Propellant Rocket Engine Injectors, Invited Lecture of V. Bazarov, Rocket Propulsion Lab., Seoul National University, 2002.
2. 김병선, 김동준, 김현성, 윤영빈, V. G. Bazarov, "액체로켓에서 다단 접선 유입구를 갖는 스윙인젝터의 음향학적 감쇠기능", 한국항공우주학회지, 제 34권, 제 10호, 2006, pp. 71~79.
3. 김병선, 김동준, 김현성, 윤영빈, "연소불안정 저감을 위한 음향학적 감쇠기능성 스윙 인젝터", 한국항공우주학회지 2006년 추계학술발표회 논문집, pp.1007~1011.
4. Zucrow, M. J. and Hoffman, J. D., Gas Dynamics vol. II, Multidimensional Flow, John Wiley and Sons, Inc., 1977.
5. Laudien, E., Pongratz, R., and Preclik, D., in Liquid Rocket Engine Combustion Instability (Yang, V. and Anderson, W. E. eds), Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 169, AIAA, Washington DC, 1995, pp. 377-399.
6. Kinsler, L. E., Frey, A. R., Coppens, A. B. and Sanders, J. V., Fundamentals of Acoustics, 4th ed. John Wiley & Sons, Inc., 2000.
7. 차정필, 고영성, "연소불안정 제어를 위한 음향공의 감쇠에 대한 형상 효과", 한국항공우주학회지, 제 34권, 제 6호, 2006, pp. 59~66.
8. 윤명원, 윤재건, "액체 로켓 추진 기관의 연소불안정", 한국추진공학회, 1997년 제 8회 학술강연회 논문집, pp. 13~23.
9. V. G. Bazarov, Liquid Injector Dynamics, Moscow, Mashinostroenie, 1979.
10. Yang, V. and Anderson, W. E. (eds), Liquid Rocket Engine Combustion Instability, Vo. 169, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Washington, DC, 1995, pp. 377-399
11. Harrie, D. J. and Reardon, F. H., (eds) Liquid Propellant Rocket Combustion Instability, NASA SP-194, 1972.