

연소불안정 저감을 위한 음향학적 감쇠기능성 스월 인젝터

김현성*, 김병선*, 김동준*, 윤영빈**

Acoustic Damping Swirl Injector for Reduction of Combustion Instability

Hyunsung Kim*, Byungsun Kim*, Dongjun Kim*, , Youngbin Yoon**

ABSTRACT

Swirl injector with multi-stage tangential entry was analyzed to suppress high-frequency combustion instability in Liquid Rocket Engines. In order to analyze the effect of swirl injector as an acoustic absorber, swirl injector was regarded as a quarter-wave resonator and its damping capacity is verified in atmospheric temperature. It has a finite mode of vibration and natural frequencies which can be tuned to the natural frequencies of a model combustion chamber. When the targeted injector for each modes is located at anti-node point, the amplitude of modes was decreased. And when the injector of large diameter is mounted, the split of mode which accompanies the decrease of amplitude appeared. From the experimental data, it is proved that if the location of injector mounted is located at an anti-node position of the targeted modes with proper volume, the amplitude of modes is decreased and the split of modes occurs at anti-node point.

초 록

액체로켓엔진에서 고주파 연소불안정을 제어하기 위하여 다단 접선 유입구를 갖는 스월 인젝터를 분석하였다. 음향흡수자로서 인젝터의 효과를 분석하기 위하여 인젝터는 1/4 파장 공명기로 해석하였고, 상온에서 감쇠 효과의 적합성을 검증하였다. 이러한 인젝터는 모델 챔버의 고유주파수에 동조시킬 수 있는 고유주파수를 갖게 된다. 각각의 모드에 동조된 인젝터를 배(anti-node point)에 장착하여야만, 타겟모드의 진폭을 감소시킬 수 있었고, 큰 지름의 인젝터를 사용하였을 때 보다 큰 진폭의 감쇠를 동반하면서 모드 분리 현상이 나타났다. 이러한 실험 결과로부터 타겟모드에 동조된 인젝터를 적당한 볼륨으로 배(anti-node point)에 장착한다면, 모드 진폭이 감쇠하게 되고, 완전한 배(anti-node point)에서는 모드분리현상이 발생됨을 확인하였다.

Key Words : Swirl Injector(스월 인젝터), Multi-stage Tangential Entry(다단 접선 유입구), Resonant Frequency(공진 주파수), Acoustic Damper(음향학적 감쇠자), Combustion Instability(연소 불안정)

1. 서 론

액체 로켓엔진에서 발생하는 고주파 연소 불안

정은 연소실 내부의 음향 파동과 열 방출이 상호 작용하여 압력을 증폭시키는 현상을 말한다[1]. 이로 인해 과도한 열전달, 기계적 진동, 불규칙한 추력 변동 등의 부정적 결과가 초래되는 것으로 알려져 있다[1, 2]. 고주파 연소불안정 문제를 해결하기 위한 방법으로 시스템의 형상이나 인젝터의 형상을 바꾸는 수동제어 (passive control) 방

* 정회원, 서울대학교 대학원 기계항공공학부

** 정회원, 서울대학교 기계항공공학부/

항공우주신기술연구소

연락처, E-mail : ybyoon@snu.ac.kr

서울 관악구 신림9동 산 56-1

법과 연료시스템의 조절을 통한 능동제어(active control) 방법 등이 있다. 이러한 방법 중에서 연소 불안정을 억제하기 위해 빈번히 사용되는 방법이 배플, 음향공(acoustic cavity), 음향라이너(acoustic liners) 등과 같은 수동 제어 기구이다 [1]. 한편, 러시아에서 개발된 로켓 엔진은 인젝터의 형상과 배열만을 조작하여 고주파 연소 불안정을 억제한 것으로 알려져 있으나 저널 등에는 소개되고 있지 않은 상황이다[3]. 이를 바탕으로 인젝터를 사분과장 또는 반과장 공명기로 음향 감쇠자로 해석하려는 노력이 여러 연구자에 의해 진행되고 있다[4-7]. Kim[7] 등의 연구에서는 스웰 인젝터를 음향흡수자인 사분과장 공명기로 해석하였고, 인젝터에 유동이 있는 경우와 유동이 없는 경우에 대해 상온 음향 실험을 수행하여 연소실의 응답특성과 감쇠율을 비교하였다. 유동이 있는 경우 스웰 인젝터 내부에 형성되는 air core를 사분과장 공명기로 해석하여 유해주파수에 동조시키기 위해서는 전체적인 air core 형상이 균일해야 이론적으로 예측된 인젝터 길이에서 감쇠효과를 볼 수 있음을 확인하였다.

이에 본 연구에서는 인젝터가 음향학적 흡수자(acoustic absorber)의 가능성을 확인하기 위한 목적으로 모델 챔버에서 발생하는 1L(first longitudinal), 1T(first tangential), 1L1T(first longitudinal first tangential) 모드를 타겟모드(target mode)로 선정하여 사분과장 공명기 기능을 하는 인젝터의 지름의 변화에 따른 감쇠효과를 검증하였다. 또한, 타겟모드의 마디(node point)에 인젝터를 장착할 경우와 각각 모드의 배(anti-node point)에 인젝터를 장착하였을 경우의 감쇠효과를 비교하였다. 이전의 연구결과[7]를 통하여, 유동이 없는 경우와 유동이 있는 경우 유해주파수에 동조되는 길이가 air core를 안정시키면 이론값에 일치할 수 있음을 확인할 수 있었으므로, 본 연구에서는 유동이 없는 상온조건에서 수행하였다.

2. 본 론

2.1 이론식에 의한 공진주파수

몇 가지 가정을 도입하여 유도된 파동방정식을 통해 연소실내의 음향파 거동을 모사하면, 파동방정식은, 연소실내 유체의 평균 유동을 무시하고, 매질이 압축되는 과정은 등엔트로피 과정이라고 가정하여 음향학적 상태량을 평균값과 섭동

값(perturbation)으로 표현할 수 있다[8].

$$\begin{aligned}\tilde{p} &= p_{\infty} + p \\ \tilde{\rho} &= \rho_{\infty} + \rho \\ \tilde{u} &= u_{\infty} + u \\ \tilde{c} &= c_{\infty} + c\end{aligned}\quad (1)$$

여기서 \tilde{p} 는 압력, $\tilde{\rho}$ 는 밀도, \tilde{u} 는 속도벡터, \tilde{c} 는 음속이고, 하첨자 ∞ 는 평균값, p, ρ, u, c 는 각각의 섭동량(disturbance)을 나타낸다.

평균값에 비해 섭동량의 크기가 매우 작다는 선형해석을 도입하여 연속방정식, 운동량 방정식, 음속방정식으로부터 식 (2)와 같은 파동방정식(wave equation)을 유도할 수 있다[8].

$$\frac{1}{c^2} \frac{\partial^2 p}{\partial t^2} - \nabla^2 p = 0 \quad (2)$$

여기서 c 는 음속, t 는 시간, p 는 압력섭동, ∇^2 은 Laplacian 연산자를 나타낸다. 식 (2)에 대한 경계조건과 유도과정은 참고문헌[8]에 자세히 기술되어 있으므로 여기서는 생략한다.

모형 연소실은 양 끝이 막힌 (closed/closed) 조건의 이상적인 원기둥 형태이므로 원기둥 좌표계를 적용하여 방정식의 해를 변수분리법으로 분리한 후 베셀 방정식의 고유값을 이용하면 연소실의 고유 주파수 식을 구할 수 있다.

$$f_{lmn} = \frac{c}{2\pi} \sqrt{\left(\frac{\lambda_{mn}^2}{R_c^2} + \frac{l^2 \pi^2}{L_c^2} \right)} \quad (3)$$

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

식 (3)에서 R_c 와 L_c 는 원기둥의 반지름과 길이, c 는 실린더내의 음속을 나타낸다. 또한 l 은 종방향 모드(longitudinal mode), m 은 접선방향모드(tangential mode), n 은 반경방향 모드(radial mode)를 의미하고 λ_{mn} 은 횡방향 모드(transverse mode)의 고유값(eigenvalue)이다[8, 9].

본 연구에서 사용된 모델 스웰인젝터의 기하학적 특성을 이용하면 사분과장 공명기로 해석 가능하다. 사분과장 공명기의 공진주파수는 식 (4)로부터 구할 수 있다[9].

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

여기서 c 는 음속, L_R 은 사분파장 공명기의 길이를 나타내고, Δl 은 공명기의 질량 보정인자이다. 질량 보정 인자 Δl 은 모양에 따라 반지름의 0.6배에서 0.85배로 알려져 있다[9, 10].

3. 실험방법과 실험장치

3.1 실험장치

모델 연소실은 이론식만을 이용하여 간단하게 고유 음향 주파수에 동조시키기 위해서 지름 270mm, 높이 250mm인 이상적인 원통형으로 제작하였다. 또한, 연소실에서 발생하는 여러 가지 고유주파수와 동조되는 인젝터를 Bazarov의 설계 이론에 따라 설계하였다[11, 12]. Fig.1에서 보이는 바와 같이 스피커는 중심으로부터 95mm 떨어진 곳에 설치하였고, 인젝터는 모델 연소실 중심(position 1), 중심에서 40mm(position 2) 떨어진 곳, 100mm(position 3) 떨어진 곳에 장착할 수 있도록 설계하였다.

가진원은 Pulse프로그램을 사용하여 생성된 랜덤신호와 정현파를 앰프(Ra 150)를 통하여 인젝터 면에서 드라이버 유닛을 가진 스피커를 이용하여 가진원을 재현할 수 있도록 하였다. 마이크로폰(Bruel and Kjaer, 4190 Type)을 통해 획득한 데이터를 처리하기 위한 수단으로서 Bruel and Kjaer의 Control Board인 Pulse 3560C를 이용하였다(Fig. 2). 측정된 음향 신호는 센서와 연결된 프리앰프를 통해서 Pulse로 입력된 후 Bruel and Kjaer의 후처리 소프트웨어인 Pulse Labshop을 통하여 주파수 분석 등의 과정을 거치게 된다. Fig. 2에서 보여 지는 바와 같이 마이크로폰의 위치는 C1과 C2의 두 곳에서 가능하다. C1은 인젝터 면으로부터 노즐목 방향으로 전체 연소실 높이의 약 28%만큼, C2는 약 68%만큼 떨어진 곳에 설정되어 있다. 본 연구에서는 타겟 모드의 진폭이 최대가 되는 배(antinode)의 위치로 확인된 C2 지점에 마이크로폰을 설치하여 음압을 측정하였다.

모델 스윙 인젝터는 통상적으로 로켓 엔진의 연소불안정에 가장 큰 영향을 미치는 1T 모드에 동조되도록 제작하였고, 또한 인젝터의 길이변화를 통해서 1L, 1L1T 주파수 범위에서도 동조시킬 수 있도록 설계하여 챔버에서 음압 감쇠효과를 확인할 수 있도록 설계하였다. 모델 인젝터는 와류실에서 내부 유동을 알아보기 위하여 투명소재인 아크릴로 제작하였으며, 스윙러 없이 3개의

접선 유입구를 가지고 스윙 유동을 만들어내는 형식으로 제작되었다. Fig. 3에서 보이는 바와 같이 길이변화가 가능한 모델 스윙 인젝터 길이는 식 (4)에 의해서 설계하였다. 인젝터 안쪽 지름을 각각 5mm, 9mm, 15mm로 설계하였고, 인젝터 내부 피스톤이 이동하면서 인젝터의 길이를 최소 40mm에서 최대 165mm까지 변화시킬 수 있다. 이런 과정을 통하여 모델 챔버의 고유주파수에 동조시킬 수 있도록 제작되었다.

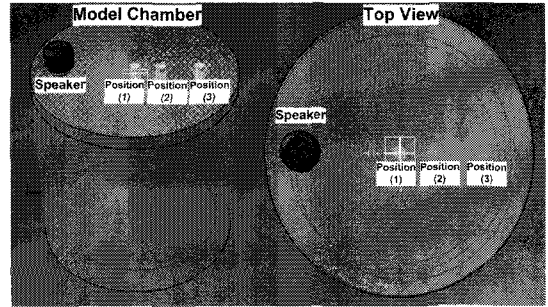


Fig. 1 Model combustion chamber

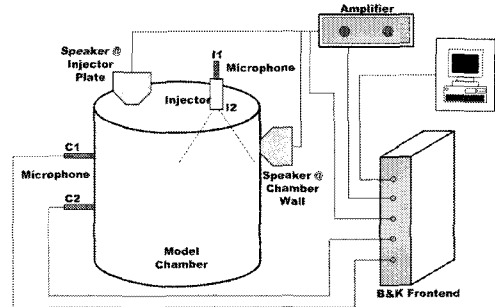
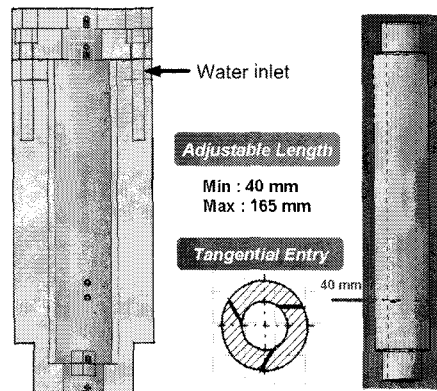


Fig. 2 Experimental setup of acoustic tests



(a) Injector Assembly

(b)

Fig. 3 Model swirl injector

3.2 실험조건

실험조건은 총 6가지 case로 나누었다. case A, B, C는 1L, 1T, 1L1T 모드에 동조되는 인젝터를 배(anti-node point)에 장착시킨 후 인젝터의 지름을 5, 9, 15mm로 변화를 주면서 주파수스펙트럼의 진폭을 살펴보았다. 1L 모드는 위치 1에서 배(anti-node)의 위치가 되고, 위치 3은 1T, 1L1T 모드의 배(anti-node point)가 되며, 1L모드는 위치 3에서 주파수 스펙트럼이 미소하게 확이 되는 것으로 보아 완전한 마디(node point)는 아닌 것으로 확인되었다. 또한, 위치 2는 1L, 1T, 1L1T모드의 배(anti-node)와 마디(node)의 특성을 동시에 갖는 중간단계라 할 수 있다. Case D, E, F는 지름이 15mm인 인젝터를 배(anti-node point)에서 마디(node point)로 인젝터를 이동시키면서 주파수 스펙트럼을 측정하였다. 즉, 1L 모드는 위치 1에서 2, 3으로 이동하였고, 1T, 1L1T 모드는 위치 3에서 2, 1로 이동하면서 측정하였다. 인젝터 지름과 위치에 대한 실험조건은 Table 1 에 자세히 나타내었다.

4. 실험결과

Figure 4는 유동이 없는 조건에서 모델 챔버의 1L, 1T, 1L1T 모드에 동조시킨 인젝터를 타겟 모드의 배(anti-node point)에 장착시킨 후 인젝터 지름을 5mm, 9mm, 15mm로 변화를 주면서 모드 진폭의 감쇠를 살펴보았다. Fig.4(a)에서 확인할 수 있듯이, 1L 모드의 배(anti-node point)인 위치 1에 장착되는 인젝터 지름이 증가할수록 1L 모드 진폭의 감쇠가 더 크게 일어나고 모드분리 현상도 뚜렷하게 나타남을 확인할 수 있다. 또한, 위치 1은 1L 모드만의 배(anti-node point)이기 때문에 이웃해 있는 1T모드에는 전혀 영향을 미치지 않음을 확인할 수 있다. 반면에 위치 3은 1T, 1L1T 모드의 음압이 측정되는 지점이므로 1T, 1L1T모드의 배(anti-node point)로 확인되었

고, 1L모드에 대해서도 작은 음압이 측정되므로 1L모드에 대하여 완벽한 마디(node) 지점은 아니라는 것을 확인할 수 있다. 1L모드에서 확인할 수 있었던 것과 같이 위치 3에서 1T 모드에 동조되는 인젝터를 장착하여 지름을 증가시키면서 모드진폭의 감쇠가 커지고, 모드 분리 현상도 뚜렷해진다. 위치 3에서 흥미로운 현상은 1T 모드의 진폭만 영향을 주는 것이 아니라 1L모드에도 영향을 주고 있다는 것이다. 이러한 이유는 위치 3이 1L 모드에 완벽한 마디(node point)가 아니기 때문인 것으로 판단된다. Fig. 4(c)에 나타난 1L1T모드에서도 인젝터 지름이 증가할수록 진폭 감쇠가 증가함을 확인할 수 있다.

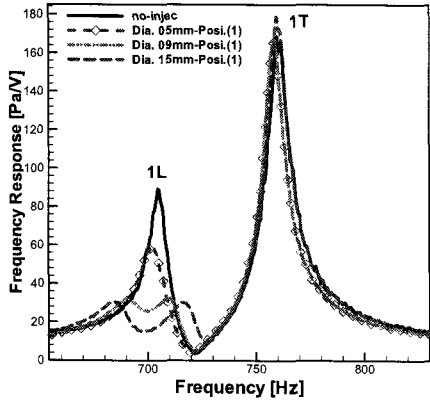
Figure 5는 인젝터의 지름을 15mm로 일정하게 유지시킨 후 타겟 모드의 배(anti-mode point)에서 마디(node point)쪽으로 이동하면서 주파수스펙트럼의 진폭감쇠를 살펴보았다. Fig. 5(a)에서 확인할 수 있듯이, 1L모드에 대하여 완벽한 배(anti-node point)가 되는 위치 1에서 가장 큰 진폭감쇠를 보았고, 배(anti-node point)에서 멀어질수록 진폭 감쇠가 비효과적이라는 것을 확인할 수 있다. 이러한 현상은 Fig. 5(b), (c)에서도 확인할 수 있다. 위의 결과로부터 타겟 모드에 따라서 각각의 배(anti-node point)에 인젝터를 장착해야 사분파장 공명기로서 역할을 할 수 있다는 것을 확인하였다. 하지만, 더 명확한 설명을 위해서는 각각 모드의 배(anti-node point) 지점에서 시험을 수행해야 할 것으로 사료된다.

5. 결 론

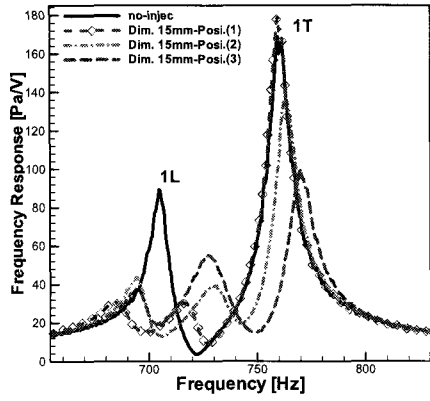
본 논문에서는 연소불안정 제어를 위한 기구로서 스윙 인젝터를 음향흡수자인 사분파장 공명기로 해석하였고, 각각의 모드에 동조된 인젝터의 지름변화와 위치변화를 주어 상온 음향 실험을 수행하여 연소실의 응답특성을 비교하였다.

Table 1. Experimental conditions

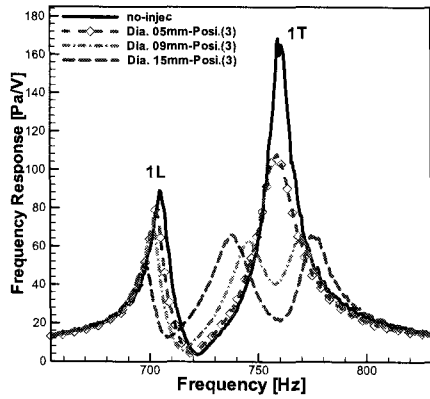
Case	L_{inj} [mm]	Diameter[mm]	Position (1), (2), (3)
A	1L mode	117	5, 9, 15 anti-node(1)
B	1T mode	111	5, 9, 15 anti-node(3)
C	1L1T mode	80	5, 9, 15 anti-node(3)
D	1L mode	117	15 anti-node(1) ⇒ node point(3)
E	1T mode	111	15 anti-node(3) ⇒ node point(1)
F	1L1T mode	80	15 anti-node(3) ⇒ node point(1)



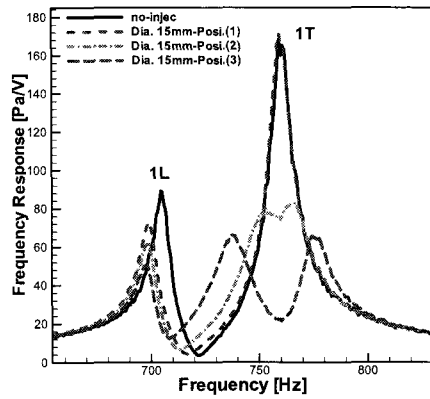
(a) 1L mode at position(1)



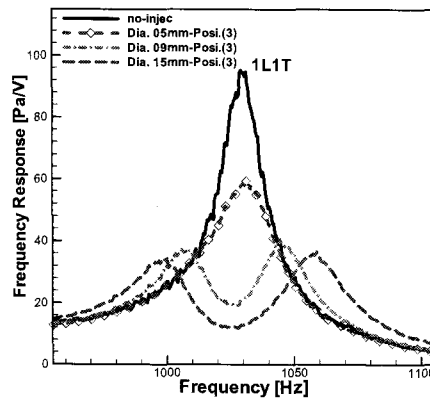
(a) 1L tuned injector with $D_{inj}=15\text{mm}$



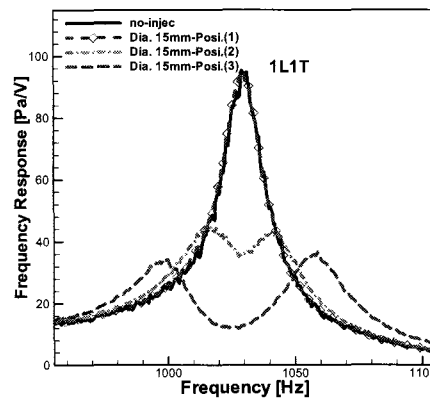
(b) 1T mode at position(3)



(b) 1T tuned injector with $D_{inj}=15\text{mm}$



(c) 1L1T mode at position(3)



(c) 1L1T tuned injector with $D_{inj}=15\text{mm}$

Fig. 4 Frequency response for several injector diameters at anti-node point

Fig. 5. Frequency response for characteristic points with $D_{inj}=15\text{mm}$

각각의 모드에 동조된 인젝터를 배(anti-node point)에 장착하여야만, 타겟모드의 진폭을 감소시킬 수 있었고, 인젝터의 지름이 점차 증가 되면 진폭의 감쇠를 동반하면서 모드 분리 현상이 나타났다. 지름이 가장 큰 15mm인 인젝터에서 모드 감쇠가 가장 큰 폭으로 감쇠되고, 모드분리 현상도 더 분명하게 일어남을 확인하였다. 또한, 인젝터 지름을 15mm로 고정시킨 후 각각의 모드에 동조된 인젝터를 배(anti-node point)에서 마디(node point)로 이동시켜 주파수 스펙트럼을 확인한 결과, 마디(node point)에서는 동조된 인젝터를 장착하였음에도 불구하고, 모드 진폭을 전혀 감쇠시킬 수 없었고, 인젝터를 배(anti-node point) 지점으로 이동하면서 모드 진폭이 감쇠하게 되고, 완전한 배(anti-node point)에서 모드분리현상이 발생됨을 확인하였다. 이러한 결과로부터 타겟모드에 동조된 인젝터를 배(anti-node point)에 장착하고, 배(anti-node point)에 장착된 인젝터의 불륨을 적절히 유지시킨다면, 액체로켓 엔진에서 발생하는 고주파 연소 불안정 제어가 가능할 것이라 판단된다.

참 고 문 헌

1. Culick, F.E.C. and Yang, V., "Overview of Combustion Instabilities in Liquid-Propellant Rocket Engines", Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 169, 1995.
2. Harrje, D. T. and Reardon, F. H., (eds) *Liquid Propellant Rocket Combustion Instability*, NASA SP-194, 1972.
3. Bazarov, V. G., *Liquid Propellant Rocket Engine Injectors*, Invited Lecture of V. Bazarov, Rocket Propulsion Lab., Seoul National University, 2002.
4. Hwang, Seong-Ha, *Backhole as a New Geometric Parameter and Acoustic Damper for the Swirl Injector*, Master thesis, Seoul National University, 2004.
5. Huang Yuhui, "Acoustic Model for the Self-oscillation of Coaxial Swirl Injector", 33rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Seattle, WA, 1997.
6. 박이선, 손채훈, "액체 로켓엔진 분사기의 음향감쇠 효과에 관한 수치적 연구", 한국항공우주학회지, 제 33권, 제 5호, 2005.
7. 김병선, 김동준, 차은선, 윤영빈, 한영민, 최환석, V. G. Bazarov, "액체로켓 스월인젝터의 음향학적 감쇠기능", 한국항공우주학회 2006년 춘계학술발표회 논문집, pp. 166~170.
8. Zucrow, M. J. and Hoffman, J. D., *Gas Dynamics vol. II, Multidimensional Flow*, John Wiley and Sons, Inc., 1977.
9. Laudien, E., Pongratz, R., and Preklik, D., in *Liquid Rocket Engine Combustion Instability* (Yang, V. and Anderson, W. E.m eds), Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 169, AIAA, Washington DC, 1995, pp. 377-399.
10. Kinsler, L. E., Frey, A. R., Coppens, A. B. and Sanders, J. V., *Fundamentals of Acoustics*, 4th ed. John Wiley & Sons, Inc., 2000.
11. V.G. Bazarov, *Liquid Propellant Rocket Engine Injectors, Invited Lecture of V. Bazarov*, Rocket Propulsion Lab., Seoul National University, 2002.
12. V. G. Bazarov, *Liquid Injector Dynamics*, Moscow, Mashinostroenie, 1979.