

## 論文

액체로켓에서 다단 접선 유입구를 갖는 스월인젝터의  
음향학적 감쇠기능

김병선\*, 김동준\*, 김현성\*, 윤영빈\*\*, V. G. Bazarov\*\*\*

Effect of Swirl Injector with Multi-Stage Tangential Entry on  
Acoustic Damping in Liquid Rocket Engine

Byungsun Kim\*, Dongjun Kim\*, Hyunsung Kim\*, Youngbin Yoon\*\* and V. G. Bazarov\*\*\*

## 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. The interior air core shape of injector is more stable in the case of using the swirl injector with multi-stage entry than with single-stage entry. Also, when the swirl injector with multi-stage entry is used, tuned-injector length for unstable mode is well agreed with the calculated length. From the experimental data, it is proved that if the interior air core shape of swirl injector is stable, the fine tuned swirl injector can decrease the unstable mode of model chamber effectively and increase the damping rate.

## 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. 다단의 접선 유입구를 갖는 인젝터가 단일 유입구를 갖는 인젝터 보다 인젝터 내부의 air core가 안정되었다. 또한, 다단 접선 유입구를 갖는 인젝터를 사용하였을 때 불안정 모드에 동조되는 인젝터 길이가 계산된 길이와 잘 일치하였다. 이러한 실험 결과로부터 인젝터 내부의 air core가 안정되게 유지된다면, 동조된 스월 인젝터는 모델 챔버의 불안정 모드를 효과적으로 감소시킬 수 있고, 감쇠율을 증가시킬 수 있음을 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)

† 2006년 5월 29일 접수 ~ 2006년 9월 1일 심사완료

\* 정희원, 서울대학교 대학원 기계항공공학부

\*\* 정희원, 서울대학교 기계항공공학부/  
항공우주신기술연구소

연락처, E-mail : ybyoon@snu.ac.kr

서울 관악구 신림9동 산 56-1

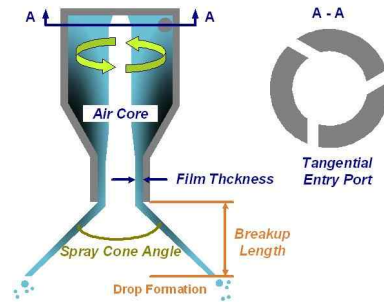
\*\*\* Moscow State Aviation Institute, Russia

## 1. 서 론

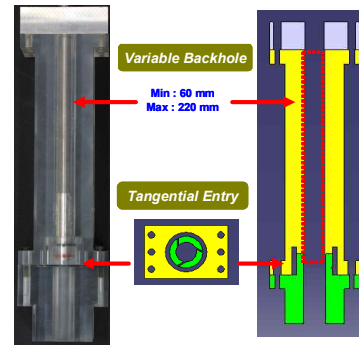
액체 로켓엔진의 설계 과정에서 빈번히 발행하는 고주파 연소 불안정은 연소 과정에 발생하는 열 방출이 연소실 내부의 음향 파동과 상호

작용하여 압력 섭동의 진폭을 어느 한도 이상으로 증폭시키는 현상을 말한다[1]. 이로 인해, 분사기면과 연소실 벽면으로의 과도한 열전달 및 그로인한 열 손상, 연소실의 극심한 기계적 진동, 불규칙한 추력 변동 등의 부정적 결과가 초래되는 것으로 알려져 있다[1,2]. 고주파 연소 불안정의 억제를 위해 빈번히 사용되는 것이 배플이나 음향공과 같은 수동 제어 기구인데 이들은 로켓 엔진 설계에 있어 추가적인 무게와 부피의 증가를 필요로 한다. 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 음향감쇠자로 해석하려는 노력이 여러 연구자에 의해 진행되고 있다[4-7].

본 연구에서는 액체 추진제를 사용하는 동축형 스윙 인젝터의 내부 인젝터를 모델 스윙 인젝터로 채택하여, 스윙 인젝터 내부에 형성되는 air core를 사분과장 공명기로 해석하였다. 일반적인 스윙인젝터의 형상은 Fig. 1(a)에서 확인할 수 있듯이 인젝터 윗부분에 위치한 접선 유입구(tangential entry: 단면 A-A)를 통해서 추진제가 유입되면서 인젝터 내부에 air core가 형성되고, 인젝터 출구에서 액막, 액주, 액적 순으로 미립화 과정을 거친다. 하지만 위와 같은 인젝터를 이용하여 모델 챔버에서 발생하는 유해주파수에 동조시키기 위해서 인젝터 길이를 증가시킬 경우, 인젝터 내부 면적이 증가하게 됨에 따라 점성손실의 증가로 인해 분무각이 감소되는 결과를 초래한다. 따라서 Kim[7] 등의 연구에서는 Fig. 1(b)에서 볼 수 있듯이 접선 유입구를 60mm에 고정시킨 후 접선 유입구 뒷부분(backhole)의 길이를 조절하여 모델 챔버에서 발생하는 유해주파수에 동조시켜 음향감쇠 효과에 관한 연구를 수행하였다. 그러나 이러한 단일의 접선 유입구를 갖는 인젝터를 이용하여 인젝터 길이를 증가시킬 경우, 인젝터 접선 유입구 상류의 내부 면적 증가로 인해 air core 형상을 유지시키는 운동에너지의 손실이 증가하게 된다. 이러한 운동에너지 손실 때문에 인젝터 내부의 air core 형상이 접선 유입구를 기준으로 출구쪽에 형성되는 air core 지름보다 상대적으로 크게 형성된다. 위와 같이 인젝터 내부에 형성되는 air core 형상이 전체적으로 균일하지 않을 경우, 사분과장으로 해석한 인젝터의 공진주파수가 이론값과 일치하지 않음이 확인되었다[7].



(a) Conventional swirl injector



(b) Swirl injector with variable length

Fig. 1. Model swirl injector with single stage entry

이에 본 연구에서는 스윙 인젝터 내부에 형성되는 air core 형상을 균일하게 만들어 주기 위한 방법으로 다단의 접선 유입구를 갖는 스윙 인젝터를 고안하여 제작하였다. 이러한 다단 접선 유입구를 갖는 스윙 인젝터를 이용하여 모델 챔버에서 발생하는 1L(first longitudinal), 1T(first tangential), 1L1T(first longitudinal first tangential) 모드를 타겟(target) 모드로 선정하여 단일 유입구를 갖는 인젝터[4]에서의 동조 길이와 다단 유입구를 갖는 인젝터에서의 동조 길이를 비교하였다. 이를 통하여 air core의 기하학적 형상에 따라 인젝터의 동조 길이를 이론값과 비교하였다.

## II. 공진 주파수 결정

### 2.1 이론식에 의한 공진주파수

일반적인 열 유동 현상을 묘사하는 연속방정식, 운동량방정식의 풀이를 통해 음향파의 거동을 파악할 수도 있으나 몇 가지 가정을 도입하여 유도된 파동방정식을 통해 연소실내의 음향파 거동을 묘사하는 것이 훨씬 간편하다. 파동방정식은, 연소실내 유체의 평균 유동을 무시하고, 압력

섭동이 매우 작으며, 매질이 압축되는 과정은 등엔트로피 과정이고, 속도 섭동과 그 구배가 매질의 음속보다 매우 작다는 등의 가정을 도입하여 연속방정식, 운동량 방정식, 음속방정식으로부터 유도되며, 일반적으로 다음의 식 (1)와 같이 나타낼 수 있다[8].

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

여기서  $c$ 는 음속,  $t$ 는 시간,  $p$ 는 압력섭동,  $\nabla^2$ 은 Laplacian 연산자를 나타낸다.

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

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

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

식 (2)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  $\lambda_{lmn}$ 은 횡방향 모드(transverse mode)의 고유값(eigenvalue)이다 [8].

본 연구에서 사용된 모델 인젝터는 액체 추진제를 이용하는 다단의 점선 유입구를 갖는 스윙인젝터이므로 끝단 조건을 open-closed로 볼 수 있다. 인젝터 내부에 형성되는 air core의 반지름이 전체적으로 일정하다는 가정의 작동 조건에서 모델 인젝터를 사분파장 공명기로 해석할 수 있다. Fig. 2는 사분파장 공명기의 개략도를 나타낸다.  $S$ 는 사분파장 공명기 면적,  $V$ 는 음향공의 부피,  $d$ 는 공명기 내부의 지름을 나타낸다. 사분파장 공명기 식을 이용하여 특정한 고유주파수  $f_0$ 에 동조된 모델 인젝터의 설계식을 유도하면

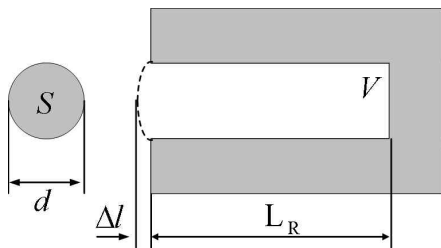


Fig. 2. Quarter - wave resonator

식 (3)과 같다.

$$L_R = \frac{c}{4f_0} - \Delta l \tag{3}$$

여기서  $c$ 는 음속,  $L_R$ 은 사분파장 공명기의 길이를 나타내고,  $\Delta l$ 은 공명기의 질량 보정인자이다. 질량 보정 인자  $\Delta l$ 은 오리피스 모양에 따라 인젝터 반지름의 0.6 배에서 0.85 배로 알려져 있다 [9,10]. 본 연구에서는 주파수 측정 실험을 통해서  $\Delta l$ 값을 반지름의 0.6으로 추정하여 설계식에 이용하였다. 모델 인젝터가 음향감쇠자로 효과적으로 작동되기 위해서는 식 (3)에서 나타낸 것과 같이 인젝터 길이가 모델 챔버의 주파수와 같도록 설계되어야 한다.

### III. 실험방법과 실험장치

#### 3.1 실험방법

스윙 인젝터에 의한 음향 감쇠 정도를 평가하기 위하여 모드 진폭(peak)의 감쇠와 감쇠율(damping rate)를 측정하였다. 인젝터의 길이조절을 통하여 챔버의 유해주파수에 동조되는 길이 범위에서 모드의 진폭이 줄어들게 되고, 파인 튜닝 지점에 이르렀을 때, original mode peak을 중심으로 좌우에 새로운 주파수가 형성된다. 일반적으로 이와 같은 현상을 모드 분리(split) 현상이라 한다[11]. 음향감쇠 효과를 측정하는 또 다른 방법으로는 감쇠율을 측정하는 방법을 사용하였다. 이 방법의 특징은 감쇠 효율을 빠르게 비교할 수 있다는 장점이 있다. 감쇠율 측정방법은 Fig. 3에서 보여 지는 것과 같이 챔버의 가진 소스를 갑자기 중단하였을 때 모드 감쇠지수  $\alpha$ 를 구할 수 있고, 모드 감쇠지수  $\alpha$ 를 주파수로 나뉘주면 감쇠율(damping rate)을 구할 수 있다

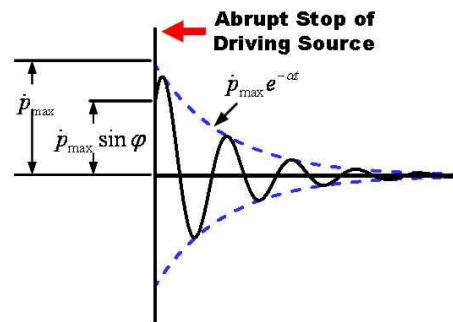


Fig. 3. Evaluation of damping factor by decay rate measurement

[2]. 챔버에서 가진 소스가 중단되었을 때 압력 진폭의 감쇠는 식 (4)로 나타낼 수 있고[2], 그림 3과 같은 감쇠 현상을 보인다.

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

여기서  $\dot{P}_t$ 는 시간  $t$ 에 대한 음압,  $\dot{P}_{\max}$ 는 시간  $t=0$ 에서 음압,  $\alpha$ 는 모드 감쇠지수,  $f_0$ 는 고유주파수,  $t$ 는 시간을 나타낸다.

3.2 실험장치

모델 연소실과 인젝터의 합리적인 크기와 형상을 유지하기 위해서 임의로 모델 연소실의 치수를 설계한 후 연소실의 여러 가지 모드의 고유주파수와 동조되는 인젝터를 Bazarov의 설계 이론에 따라 설계하였다[3,12]. 특히 이론식만을 이용하여 간단하게 고유 음향주파수를 동조시키기 위해서 지름 270mm, 높이 250mm인 이상적인 원통형으로 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. 4). 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. 4에서 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

Table 1. Specification of model injector

$L_{inj}$ [mm]	Designed Frequency [Hz]	Target Mode
40 ~ 165	497 ~ 1400	1L 1T 1L1T

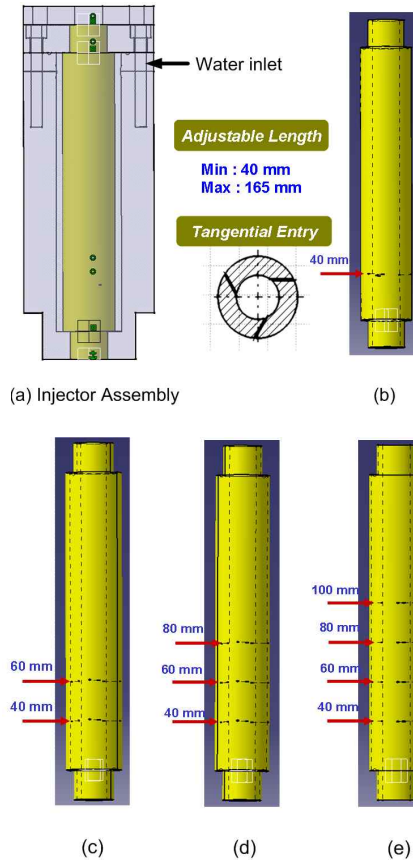


Fig. 5. Model swirl injector (a)Injector assembly, (b)Single-stage, (c)Two-stage, (d)Three-stage, (e) Four-stage entry injector

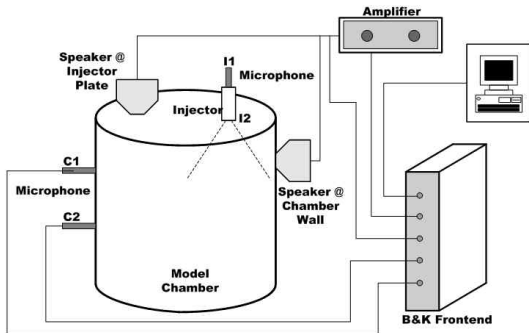


Fig. 4. Experimental setup of acoustic tests

위치로 확인된 C2지점에 마이크로폰을 설치하여 음압을 측정하였다.

모델 스윙 인젝터는 통상적으로 로켓 엔진의 연소불안정에 가장 큰 영향을 미치는 1T 모드에 동조 될 수 있도록 제작하였고, 1L, 1L1T모드에서도 감쇠 효과를 확인 할 수 있도록 설계되었다. 모델 인젝터는 와류실에서 내부 유동을 알아보기 위하여 투명한 소재로 제작하였고, 스윙러 없이 3개의 접선 유입구를 가지고 스윙 유동을 만들어내는 형식으로 제작되었다. 인젝터의 안쪽 반지름은 15mm이고, 인젝터 내부 피스톤이 이동

하면서 인젝터의 길이를 최소 40mm에서 최대 165mm까지 변화시킬 수 있다. 모델 스윙 인젝터의 길이변화 범위와 그에 따른 동조 주파수 범위는 표 1에 나타나있다. 길이변화가 가능한 모델 인젝터는 인젝터 내부에 형성되는 air core가 인젝터 길이 변화에 따라 일정하게 유지시키기 위해서 다단 접선 유입구를 갖도록 설계하였다. Fig. 5에서 나타난 것과 같이 (b)는 출구로부터 40mm 떨어진 곳에 단일 접선 유입구를 갖고, (c)는 40mm와 60mm에 유입구를 갖는 2단의 유입구 구조를 갖는다. (d)와 (e)는 각각 3단, 4단의 접선 유입구를 갖는다. 챔버의 고유주파수가 결정되면 식 (3)에 의해 1L, 1T, 1L1T 모드에 동조시킬 수 있는 인젝터 길이를 결정할 수 있다. 따라서 타겟 모드에 동조되는 인젝터 길이에서 air core를 일정하게 유지시킬 수 있도록 다단 유입구를 갖는 인젝터(Fig. 5. (b), (c), (d), (e))를 선택하여 모드감쇠 실험을 하였다. 본 연구에서는 1L 모드에 동조되는 인젝터는 Fig. 5(b)에서 3단의 유입구를 갖는 인젝터를 사용하였고, 1T, 1L1T 모드를 동조시키기 위해서는 4단의 유입구를 갖는 인젝터(Fig. 5(e))를 사용하였다.

IV. 실험결과

4.1 모델 연소실의 고유주파수

모델 연소실의 이론적 고유주파수와 마이크로폰으로 측정된 고유주파수는 표 2에 나타내었다. 표 2에서 알 수 있듯이 이론적인 수치와 측정에 의한 수치가 약간의 오차가 존재하나 거의 유사함을 알 수 있다.

Table 2. Resonance frequencies of acoustic mode in model combustion chamber

Mode	Theo. frequency (Hz)	Exp. frequency (Hz)	Deviation (%)
1L	687.4	703	-2.26
1T	745.6	758	-1.16
1L1T	1014.1	1030	-1.56

4.2 인젝터 내부의 air core 형상

단일 유입구를 갖는 인젝터를 사용하여 유해 주파수에 동조시키기 위해 인젝터 길이를 증가하였을 경우, 식 3에서 구한 인젝터 길이에서 유해 주파수에 동조되지 못하고 그보다 훨씬 길어진 인젝터에서 동조됨을 확인하였다. 이러한 주된

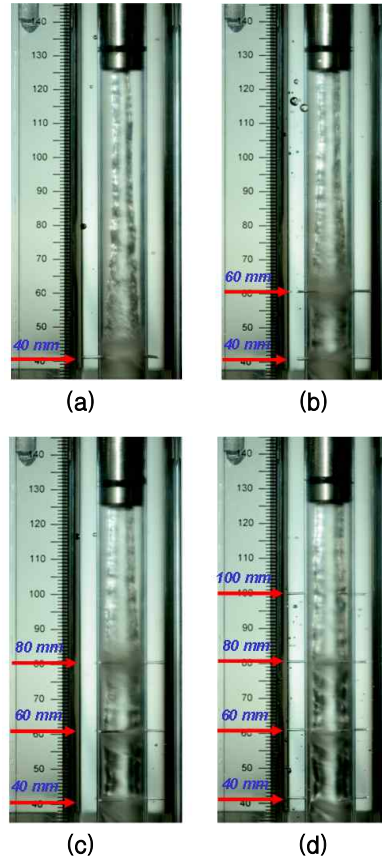


Fig. 6. Air core shape of swirl injector (a)Single-stage, (b)Two-stage, (c)Three-stage, (d)Four-stage entry Injector

원인으로 인젝터 내부에 형성되는 전체적인 air core형상이 균일하지 않았기 때문인 것으로 예측하였다[7]. 따라서 본 연구에서는 다단의 접선 유입구를 갖는 인젝터를 사용하여 air core 형상을 확인하였다. Fig. 6은 인젝터 길이를  $L_{inj}=125\text{mm}$ 로 고정시키고 단일 유입구를 사용하였을 경우 (Fig. 6(a))와 다단의 유입구를 갖는 인젝터로 (Fig. 6(b),(c),(d)) 교체하면서 air core 형상을 관찰하였다. 단일의 유입구를 갖는 인젝터 내부에 형성되는 air core는 Fig. 6(a)에서 확인할 수 있듯이 유입구 상류 쪽으로 올라갈수록 air core 지름이 점차적으로 줄어드는 경향을 보이고 있다. 이러한 결과는 이전의 연구결과[7]와 같은 경향성을 보이고 있음을 확인할 수 있다. 이에 반해 2단, 3단의 유입구를 갖는 인젝터 (Fig. 6(b),(c))로 교체되면서 air core 형상이 점차적으로 균일해지고, 4단의 유입구를 갖는 인젝터에서는 다른 인젝터에서 형성된 air core 보다 균일해 졌음을 확인할 수 있다.

Table 3. Tuned injector length of 1L, 1T, 1L1T mode with flow and without flow condition

Mode	Theoretical $L_{inj}$ [mm]	No Flow condition $L_{inj}$ [mm]	Flow condition with single-stage entry $L_{inj}$ [mm][7]	Flow condition with multi-stage entry $L_{inj}$ [mm]
1L	117.6	117	185	128
1T	108	111	170	124
1L1T	78.9	80	78	80

#### 4.3 인젝터의 공진주파수 특성

유동이 있는 조건에서 모델 챔버의 유해주파수에 동조시키는 인젝터 길이를 결정하기 위해, 길이에 따른 인젝터 고유주파수를 측정하여 인젝터의 설계식에 사용할 질량 보정 인자( $\Delta l$ )를 인젝터 반지름의 0.6으로 추정하였다.

식 (3)으로부터 유동이 없는 조건에서 1L 모드에 동조되는 인젝터 길이는  $L_{inj}=117\text{mm}$ 이고, 1T 모드와 1L1T모드는 각각  $L_{inj}=108\text{mm}$ 와  $L_{inj}=79\text{mm}$ 의 인젝터 길이를 가짐을 확인할 수 있다[7]. Fig. 7은 모델 인젝터의 이론적인 공진주파수와 유동이 없는 조건과 유동이 있는 조건에서 측정된 공진주파수를 비교한 것이다. 이론적으로 구한 인젝터의 공진주파수와 유동이 없는 조건과 유동이 있는 조건에서 측정된 공진주파수는 약간의 차이가 있으나 큰 오차 없이 일치함을 확인할 수 있다. 그러나 유동이 있는 경우 인젝터가 길어짐에 따라 약간의 오차가 증가하고 있다. 이러한 이유는 Fig. 6(d)에서 확인할 수 있듯이 인젝

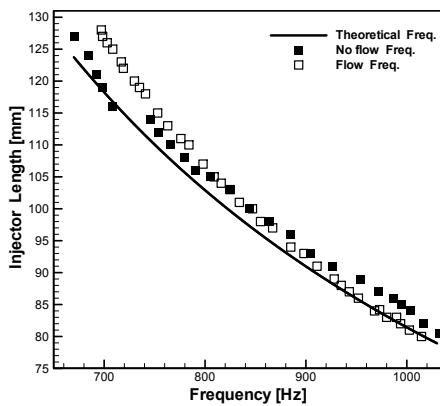


Fig. 7. Comparison of theoretical and measured resonant Freq. of model injector (— Theoretical Freq., ■ Measured Freq. without flow condition, □ Measured Freq. with flow condition)

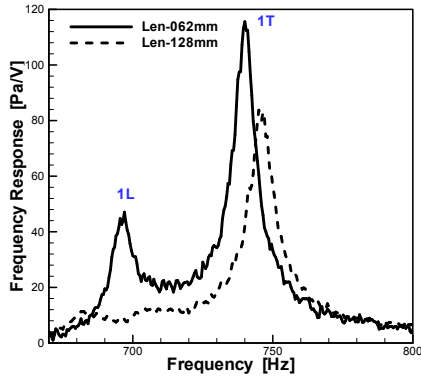
터가 길어짐에 따라 상류 쪽에서 생성되는 air core가 다소 불안정해졌기 때문인 것으로 판단된다. 챔버의 고유 주파수인 1L, 1T, 1L1T 각각의 모드에 동조되는 인젝터의 이론적인 길이와 단일 접선 유입구를 사용하였을 경우[7]와 다단 유입구를 갖는 인젝터를 사용하였을 경우 각각의 모드에 동조되는 인젝터 길이를 표 3에 나타내었다. 위와 같은 결과로부터 다단 접선 유입구를 갖는 인젝터를 사용할 경우 각각의 모드에 동조되는 인젝터 길이가 이론값에 근접해짐을 확인하였다. 따라서 스윙 인젝터 내부에 형성되는 air core의 기하학적 특성을 사분파장 공명기로 해석하기 위해서는 균일한 air core 형상이 중요한 요소임을 알 수 있다.

#### 4.4 인젝터 장착에 따른 주파수 응답특성 및 감쇠율

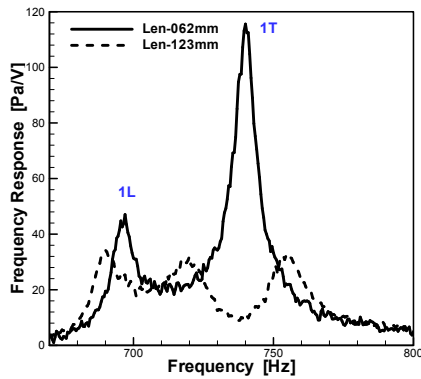
유동이 없는 조건에서 연소실의 1L, 1T, 1L1T 각각의 모드에 대하여 인젝터를 장착하지 않았을 경우와 동조된 인젝터를 장착하였을 때 챔버에서 측정된 모드 진폭의 감쇠 결과에 따르면 각 모드에 동조된 인젝터를 설치함으로써 각각의 모드 진폭이 감소되고, 파인 튜닝 지점에서 모드 분리 현상이 일어나 peak amplitude가 최소 76%에서 최대 83%까지 감소된다는 것을 확인하였다[7].

다음은 다단의 접선 유입구를 갖는 스윙 인젝터를 사용하여 인젝터 내부에 형성되는 air core가 사분파장 공명기로서 타겟 모드의 진폭감쇠와 모드 감쇠율(damping rate)을 측정하였다.

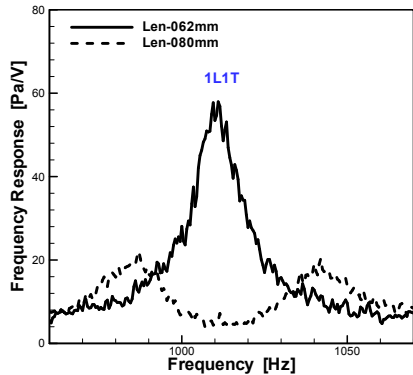
유사 추진제인 물이 분무되는 조건에서 연소실의 주파수 응답을 측정하여 진폭의 감소를 알아보았다. Fig. 8은 유동이 있는 조건에서 1L, 1T, 1L1T 각각의 모드 응답을 나타낸다. 상대적인 비교를 위해서 타겟 모드에 동조되지 않은 기본 인젝터는 2단의 유입구를 갖는 인젝터(Fig. 6(c))를 사용하여 길이가  $L_{inj}=62\text{mm}$ 인 인젝터를 선정하였다. 1L, 1T, 1L1T 모드에 대하여 튜닝된 인젝터  $L_{inj}=128\text{mm}$ ,  $L_{inj}=123\text{mm}$ ,  $L_{inj}=80\text{mm}$ 를 장착하였을 경우 동조된 지점에서 모드분리 현상



(a) 1L mode-tuned injector



(b) 1T mode-tuned injector



(c) 1L1T mode-tuned injector

Fig. 8. Frequency response of chamber with tuned injector (Flow Condition)

이 일어나면서, 각각의 모드 진폭크기를 최소 79% 에서 최대 91%까지 감소시킬 수 있음을 확인하였다.

유동이 있는 조건과 없는 조건에 대해서, 각각의 모드에 동조된 인젝터가 설치된 연소실의 비

Table 4. Damping rate of 1L, 1T, 1L1T mode

Target mode	Flow condition	$L_{inj}$ [mm]	Damping Rate
1L	No Flow	chamber	0.0051
		80	0.0160
		111	0.0145
	Flow	Tuned 117	<b>0.0168</b>
		62	0.054
		80	0.061
1T	No Flow	123	0.064
		Tuned 128	<b>0.092</b>
		chamber	0.0033
	Flow	80	0.0082
		Tuned 111	<b>0.0174</b>
		117	0.0139
1L1T	No Flow	62	0.016
		80	0.029
		Tuned 123	<b>0.054</b>
	Flow	128	0.043
		chamber	0.0017
		Tuned 80	<b>0.0136</b>
1L1T	No Flow	111	0.0093
		117	0.0120
		62	0.034
	Flow	Tuned 80	<b>0.044</b>
		128	0.031
		128	0.029

정상과도 응답을 측정하여 각 모드에서 감쇠율 (damping rate)을 Fig. 9에 나타내었다. 각각의 모드에 튜닝 되는 인젝터 길이는 모드 진폭이 가장 크게 감소되는 인젝터 길이를 선정하였고, 상대적인 비교를 위해 타겟 모드에 동조된 인젝터를 장착하였을 때 감쇠율과 동조되지 않은 길이의 인젝터를 장착하였을 때 감쇠율을 비교하였다. Fig. 9의 (a), (b), (c)는 유동이 없는 조건에서 각각의 모드에 튜닝된 인젝터를 장착하였을 경우 1L, 1T, 1L1T 모드 감쇠율을 나타낸다. 또한 타겟 모드에 동조되지 않은 인젝터를 장착하였을 경우에 감쇠율을 표 4에 정리하였다. 표 4에서 확인할 수 있듯이 각 모드에 동조된 인젝터를 장착하였을 경우 감쇠율이 3배에서 7배가량 증가함을 알 수 있다. Fig. 9의 (d), (e), (f)는 유동이 있는 조건에서 각 모드에 동조된 인젝터가 설치되었을 경우 모드 감쇠율을 보여준다. 유동이 없는 경우와 같은 방법으로 각 모드에 동조되지 않은 인젝터를 장착한 경우 보다 동조된 인젝터를 장착하였을 경우 감쇠율이 증가함을 확인하였고, 타겟 모드에 동조된 인젝터 길이에서 모드 감쇠

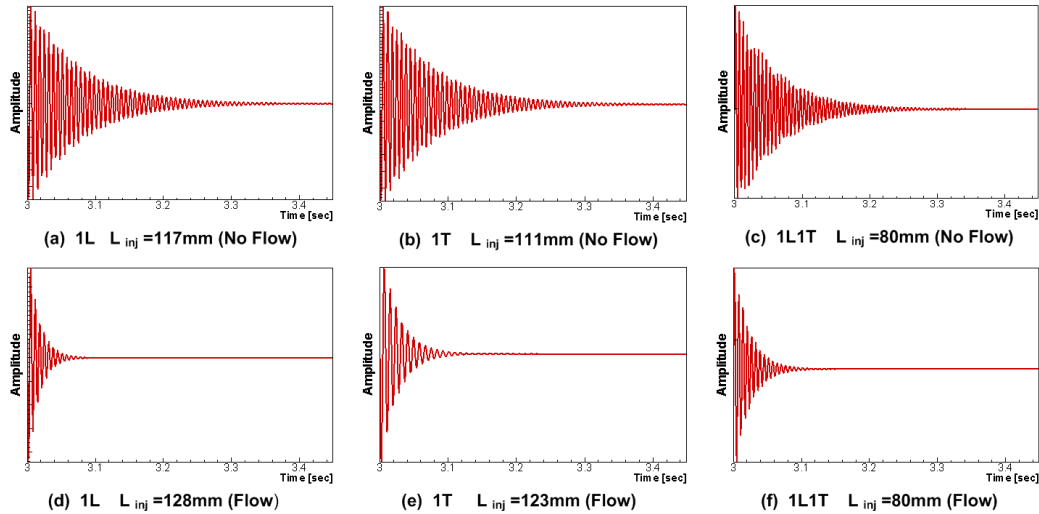


Fig. 9. Measured damping rate (without flow condition and with flow condition)

율이 동조되지 않은 인젝터에서 감쇠율 보다 약 1.2배에서 3배가량 증가함을 확인하였다.

Fig. 9에서 확인되는 것과 같이 유동이 있는 경우와 유동이 없는 경우의 감쇠율을 살펴보면 유동이 있는 경우의 감쇠율이 유동이 없는 경우의 감쇠율 보다 크게 증가됨을 볼 수 있다. 이러한 이유는 유동이 있는 경우 스프레이의 미립화 과정에서 발생하는 액막, 액주, 액적 등에 의해서도 음압감쇠효과가 일어나기 때문인 것으로 판단된다.

## V. 결 론

본 논문에서는 연소불안정 제어를 위한 기구로서 스윙 인젝터를 음향흡수자인 사분파장 공명기로 해석하였고, 유동이 있는 경우와 유동이 없는 경우에 상온 음향 실험을 수행하여 연소실의 응답특성과 감쇠율을 비교하였다. 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, 인젝터 내부의 air core를 균일하게 만들어 주는 방법으로는 단일의 접선 유입구를 갖는 인젝터를 사용할 경우보다 다단 접선 유입구를 갖는 인젝터를 사용할 경우 air core 형상을 전체적으로 균일하게 유지시킬 수 있어 사분파장 공명기로 해석이 가능하였다. 이 개념을 도입한 인젝터를 모델 연소실의 고주파수에 동조시킨 후 액체 추진제를 사용하여 연소실 내부의 주파수 스펙트럼을 측정

한 결과 1L, 1T, 1L1T 모드의 진폭을 최소 79%에서 최대 91%까지 낮출 수 있었다. 유동이 있는 경우와 없는 경우 모두에서 동조되지 않은 인젝터를 사용했을 때 보다 챔버의 고주파수에 동조된 인젝터를 장착하였을 때 연소실의 모드 감쇠율(damping rate)이 증가함을 확인하였다.

이러한 결과로부터 다단 접선 유입구를 갖는 스윙 인젝터를 사용하여 연소실의 불안정 주파수에 동조되도록 설계한다면 로켓엔진에서 발생하는 고주파 연소 불안정 제어가 가능할거라 판단된다.

## 후 기

본 연구는 과학기술부의 국가지정연구실사업(M1-0104-00-0058)의 일환으로 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

## 참고문헌

- 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. J. 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 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.

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) 김성구, 손채훈, 김홍집, "5개 블레이드 배플이 설치된 로켓엔진 연소실의 상온음향해석", 한국항공우주학회지, 제 32권, 제 2호, 2004, pp. 74~81.

12) V. G. Bazarov, Liquid Injector Dynamics, Moscow, Mashinostroenie, 1979.