

## 論文

## 액체로켓 스윙인젝터의 음향학적 감쇠기능

김병선\*, 김동준\*, 차은선\*, 윤영빈\*\*, 한영민\*\*\*, 최환석\*\*\*, V. G. Bazarov\*\*\*\*

## Effect of Swirl Injector with Variable Backhole on Acoustic Damping in Liquid Rocket Engine

Byungsun Kim\*, Dongjun Kim\*, Eunsun Cha\*, Youngbin Yoon\*\*, Yeoung-Min Han\*\*\*, Hwan-Seok Choi\*\*\* and V. G. Bazarov\*\*\*\*

## ABSTRACT

Swirl injector with adjustable backhole length was analyzed to suppress high-frequency combustion instability in Liquid Rocket Engines. In order to analyze the effect of variable backhole injector as an acoustic absorber, backhole injector was regarded as a quarter-wave resonator. As a result of theoretical approaches and acoustic tests, backhole injector with adjustable length could decrease the unstable modes of combustion chamber. And the damping efficiency was estimated by measuring damping rates experimentally.

## 초 록

액체로켓엔진에서 고주파 연소불안정을 제어하기 위하여 인젝터 길이 변화를 줄 수 있는 백홀 스윙 인젝터를 분석하였다. 음향흡수자로서 백홀 인젝터의 효과를 분석하기 위하여 백홀 인젝터는 1/4 파장 공명기로 해석하였다. 이론적 접근과 음향 실험의 결과로부터 가변적 변위를 갖는 백홀 스윙 인젝터가 연소실의 불안정 모드를 감소시킴을 알 수 있었다. 실험적으로 감쇠율을 측정하여 감쇠효과를 측정하였다.

**Key Words** : Backhole(백홀), Acoustic Damper(음향학적 감쇠자), Combustion Instability(연소 불안정), Resonant Frequency(공진 주파수), Swirl Injector(스윙 인젝터)

## 1. 서 론

액체 로켓엔진의 설계 과정에서 빈번히 발생하는 고주파 연소 불안정은 연소 과정 중에 발생하는 열 방출이 연소실 내부의 음향 파동과 상호 작용하여 압력 섭동의 진폭을 어느 한도 이상으

로 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 연소불안정 문제를 해결하기 위한 방법으로 시스템의 형상이나 인젝터의 형상을 바꾸는 수동제어 (passive control) 방법과 연료시스템의 조절을 통한 능동 제어(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]. 하지만 이와 같은 수동제어방법은 로켓 엔진 설계에 있어 추가적인 무게와 부피를

† 2006년 4월 6일 접수 ~ 2006년 7월 18일 심사완료

\* 정회원, 서울대학교 대학원 기계항공공학부

\*\* 정회원, 서울대학교 기계항공공학부/  
항공우주신기술연구소

연락처, E-mail : ybyoon@snu.ac.kr

서울시 관악구 신림동 산 56-1

\*\*\* 정회원, 한국항공우주연구원

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

증가시킨다는 단점을 갖고 있다. 한편, 러시아의 로켓엔진에서는 배플이나 음향공 없이 인젝터의 형상과 배열만을 조작하여 고주파 연소불안정을 억제하는 사례를 보여주고 있다. 이를 바탕으로 인젝터를 음향 감쇠자로 해석하려는 노력이 국내 외 연구자에 의해서 시도되고 있다[3,4].

동축 스윙형 분사기는 추진제의 주입 형태에 따라 기체-액체를 사용하는 제트(jet)분사기와 액체-액체를 사용하는 분사기로 나뉘며, 분사기의 기하학적 형태에 따라 열림형(open)과 닫힘형(closed)으로 나뉜다. 이에 본 연구는 액체-액체 추진제를 사용하는 열림형(open) 스윙 인젝터의 기하학적 형상에 기인하여, 인젝터의 내부 인젝터를 사분파장 공명기인 음향 흡수자로 해석하고자 한다[5-8]. 본 연구에서 사용한 백홀(backhole) 스윙인젝터는 인젝터의 새로운 기하학적 설계요소로서 스윙인젝터 내부에 있는 와류실의 접선 유입구(tangential entry) 후방에 위치하는 추가적인 빈 공간을 충칭한다[5]. 위와 같은 인젝터의 기하학적 특성을 이용하여, 유동이 없는 경우와 유동이 있는 각각의 상황에 대하여 인젝터를 모델 연소실에 장착하여 모델연소실에서 발생하는 불안정 고주파를 인젝터의 길이 변화를 통하여 챔버의 불안정 주파수에 동조시켜 음압감쇠효과를 조사하고자 한다. 특히, 유동이 있는 경우는 스윙 인젝터의 내부에서 형성되는 air core를 1/4파장 공명기로 해석하여 본 인젝터가 실제 분사조건과 유사한 조건에서도 음향감쇠자 기능이 가능한지 분석하고자 한다.

일반적으로 로켓엔진에서 발생하는 고주파 불안정은 접선 모드(tangential mode)에 의해 발생하는 것으로 알려져 있다[1]. 그러나 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 음향감쇠효과와 감쇠율(damping rate)을 실험적으로 검증하였다.

## II. 본 론

### 2.1 이론식에 의한 동조주파수

일반적인 열 유동 현상을 모사하는 연속방정식, 운동량방정식의 풀이를 통해 음향파의 거동을 파악할 수도 있으나 몇 가지 가정을 도입하여 유도된 파동방정식을 통해 연소실내의 음향파 거동을 모사하는 것이 훨씬 간편하다. 파동방정식

은, 연소실내 유체의 평균 유동을 무시하고, 매질이 압축되는 과정은 등엔트로피 과정이라고 가정하여 음향학적 상대량을 평균값과 섭동값(perturbation)으로 표현할 수 있다[7].

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

여기서  $\tilde{p}$ 는 압력,  $\tilde{\rho}$ 는 밀도,  $\tilde{u}$ 는 속도벡터,  $\tilde{c}$ 는 음속이고, 하첨자  $\infty$ 는 평균값,  $p, \rho, u, c$ 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[7].

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

여기서  $c$ 는 음속,  $t$ 는 시간,  $p$ 는 압력섭동,  $\nabla^2$ 은 Laplacian 연산자를 나타낸다. 식 (2)에 대한 경계조건과 유도과정은 참고문헌[7]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 접선방향 모드(tangential mode),  $n$ 은 반경방향 모드(radial mode)를 나타낸다.

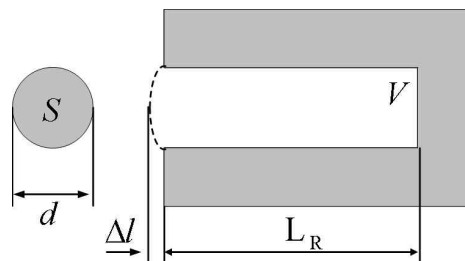


Fig. 1. Quarter - wave resonator

mode)를 의미하고  $\lambda_{mn}$ 은 횡방향 모드(transverse mode)의 고유값(eigenvalue)이다[6,7].

본 연구에서 사용된 모델 인젝터는 액체 추진제를 이용하는 열림형 스웰 인젝터이므로 끝단 조건을 open-closed로 볼 수 있다. 인젝터 내부의 반지름이 일정하다는 가정의 작동 조건에서 모델 인젝터를 사분파장 공명기로 해석할 수 있다. Fig. 1은 사분파장 공명기의 개략도를 나타낸다.

사분파장 공명기의 공진주파수는 식 (4)로부터 구할 수 있다[6].

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

여기서  $c$ 는 음속,  $L_R$ 은 사분파장 공명기의 길이를 나타내고,  $\Delta l$ 은 공명기의 질량 보정인자이다. 질량 보정 인자  $\Delta l$ 은 모양에 따라 반지름의 0.6 배에서 0.85배로 알려져 있다[6,8]. 식 (4)로부터 사분파장 공명기는 길이에 따라 공진주파수를 구할 수 있으므로, 인젝터 길이 변화를 통해서 모델 챔버의 유해주파수에 동조시킬 수 있게 된다. 이러한 설계식을 스웰인젝터의 길이에 대한 식으로 나타내면 식 (5)로 나타낼 수 있다.

$$L_{inj} = \frac{c}{4f_0} - \Delta l \tag{5}$$

여기서  $L_{inj}$ 는 인젝터의 길이를 나타낸다.

### 2.2 실험장치 및 실험조건

Fig. 2에서 보이는 바와 같이 모델 연소실은 투명소재인 아크릴을 사용하였고, 이론식만을 이용하여 간단하게 고유 음향 주파수에 동조시키기 위해서 반지름 270mm, 높이 250mm인 이상적인 원통형으로 제작하였다. 또한, 연소실에서 발생하는 여러 가지 고유주파수와 동조되는 인젝터를 Bazarov의 설계 이론에 따라 설계하였다[9,10].



Fig. 2. Model combustion chamber

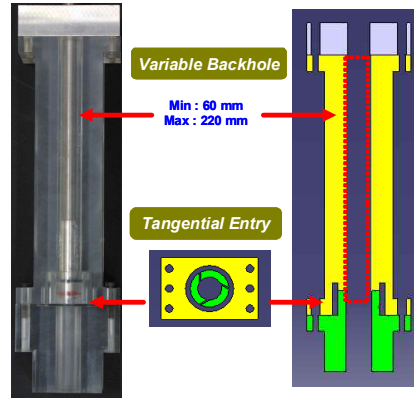


Fig. 3. Model backhole injector

모델 스웰 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 백홀과 와류실에서 내부 유동을 알아보기 위하여 투명소재인 아크릴로 제작하였으며, 스웰러 없이 3개의 접선 유입구를 가지고 스웰 유동을 만들어 내는 형식으로 제작되었다. Fig. 3에서 보이는 바와 같이 길이변화가 가능한 모델 백홀 인젝터 길이는 식 (5)에 의해서 설계하였다. 인젝터 안쪽 반지름은 15mm이고, 인젝터 내부 피스톤이 이동하면서 인젝터의 길이를 최소 60mm에서 최대 220mm까지 변화시킬 수 있다. 이런 과정을 통하여 모델 챔버의 고유주파수에 동조시킬 수 있도록 제작되었다. 1L, 1T, 1L1T 모드에 동조되는 인젝터 길이를 감안하여 추진제 유입구의 위치는 인젝터 출구로부터 60mm 떨어진 곳에 위치해 있다. 모델 백홀 인젝터의 길이변화 범위와 그에 따른 동조 주파수 범위는 Table 1에 나타내었다.

Table 1. Specification of model injector

$L_{inj}$ [mm]	Designed Frequency [Hz]	Target Mode
60 ~ 220	420 ~ 1332	1L 1T 1L1T

Fig. 4에서 보는 바와 같이 드라이버 유닛을 가진 스피커를 이용하여 인젝터 면 또는 연소실 벽에서 임의의 가진원을 재현할 수 있도록 하였다. 연소실 벽면에서의 음향 측정은 C1과 C2의 두 곳에서 가능하다. C1은 인젝터 면으로부터 노

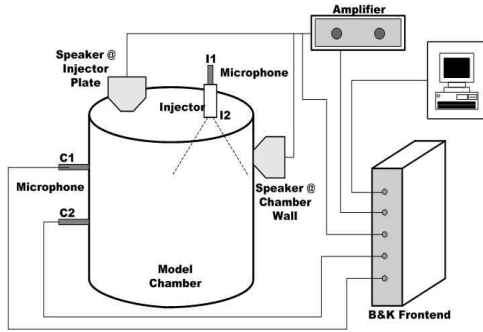


Fig. 4. Experimental setup of acoustic tests

즐목 방향으로 전체 연소실 높이의 약 28%만큼, C2는 약 68%만큼 떨어진 곳에 설정되어 있다. 음향 신호를 받아서 처리하기 위한 수단으로서 Bruel and Kjaer의 제어기판인 Pulse 3560C를 이용하였고, 측정된 음향 신호는 센서와 연결된 프리앰프를 통해서 Pulse로 입력된 후 Bruel and Kjaer의 후처리 소프트웨어인 Pulse Labshop을 통하여 주파수 분석 등의 과정을 거치게 된다.

### 2.3 실험방법

모델 챔버의 고유주파수에 동조된 스윙 인젝터의 장착에 의한 음향 감쇠 효과를 평가하기 위하여 유체주파수의 진폭(peak) 감쇠와 모드 감쇠율(damping rate)을 측정하였다. 챔버의 고유주파수 진폭(peak)이 최대로 감소되는 인젝터 길이를 파인튜닝 인젝터 길이로 선택한 후, 튜닝된 인젝터가 장착되었을 때와 튜닝 되지 않은 인젝터가 장착되었을 때의 모드 감쇠율을 비교하였다. 감쇠율 측정방법은 챔버의 가진 소스를 갑자기 중단하였을 때 모드 감쇠지수  $\alpha$ 를 구할 수 있고, 모드 감쇠지수  $\alpha$ 를 주파수로 나눠주면 감쇠율(damping rate)을 구할 수 있다[2].

챔버에서 가진 소스가 중단되었을 때 압력 진폭의 감쇠는 식 (6)로 나타낼 수 있다[2].

$$\dot{P}_t = \dot{P}_{\max} e^{-\alpha t} \sin 2\pi f_0 t \quad (6)$$

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.

### 2.4 실험결과

모델 인젝터를 연소실의 특정 모드 주파수에 동조시키기 위하여 우선 연소실의 고유주파수를 측정하였다. 측정된 결과는 Table 2와 Fig. 5에 도시되어 있다. Table 2에서 이론 주파수는 2.1절

에서 해석 해를 가지고 계산한 것이고, 연소조건에서 주파수는 일반적으로 상온 음속비에 3.2배하여 계산된다고 알려져 있다[6]. Table 2에서 알 수 있듯이 이론적인 수치와 측정에 의한 수치가 약간의 오차가 존재하나 일치함을 알 수 있다. 또한 임의의 길이를 가진 인젝터의 고유주파수를 측정하여 인젝터의 설계식에 사용할 질량 보정인자( $\Delta I$ )를 인젝터 반지름의 0.6으로 추정하였다. 식 (5)로부터 유동이 없는 조건에서 1L 모드(703 Hz)에 동조되는 인젝터 길이는  $L_{inj}=117\text{mm}$ 이고, 1T모드(758 Hz)와 1L1T모드(1030 Hz)에 동조되는 인젝터 길이는 각각  $L_{inj}=108\text{mm}$ 와

Table 2. Resonance frequencies of acoustic mode in model 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

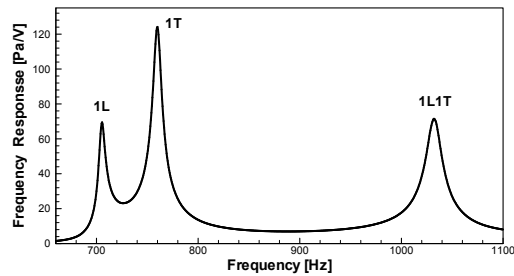


Fig. 5. Frequency spectrum in chamber

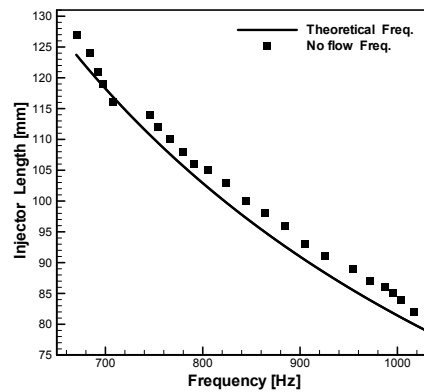
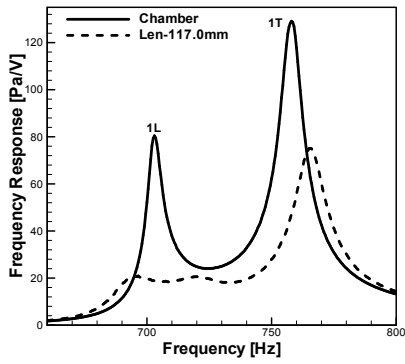
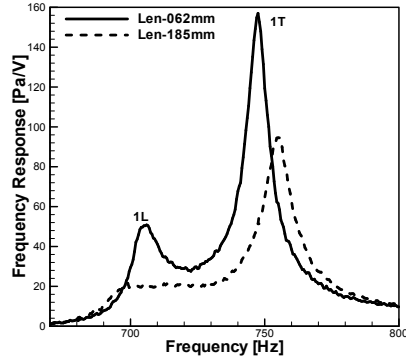


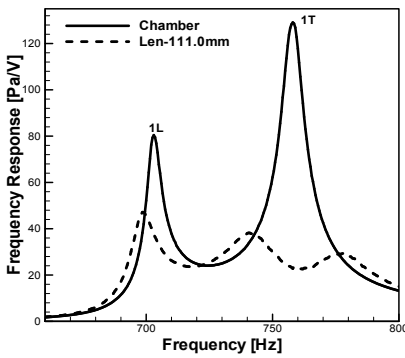
Fig. 6. Comparison of theoretical and measured resonance freq. of model injector



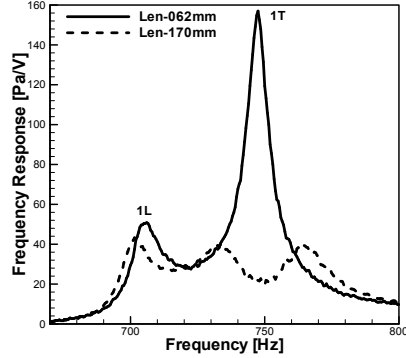
(a) 1L mode-tuned injector



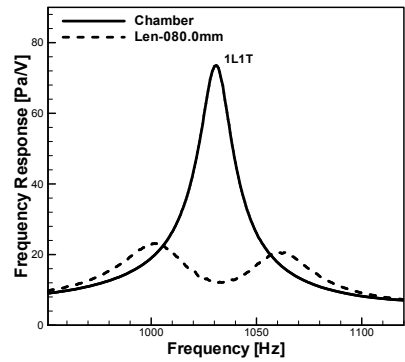
(a) 1L mode-tuned injector



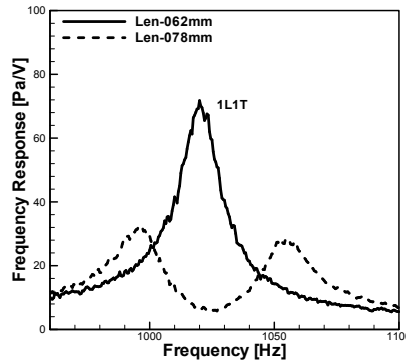
(b) 1T mode-tuned injector



(b) 1T mode-tuned injector



(c) 1L1T mode-tuned injector



(c) 1L1T mode-tuned injector

Fig. 7. Frequency response of chamber with mode-tuned injector (No Flow Condition)

Fig. 8. Frequency response of chamber with 1L, 1T, 1L1T mode-tuned injector ( Flow Condition )

$L_{inj}=79\text{mm}$ 임을 이론식으로부터 계산할 수 있다. 본 연구에서는 연소실의 고유 주파수 1L, 1T, 1L1T 모드를 목표(target) 모드로 결정하고, 이에 동조된 인젝터를 모델 연소실에 장착하였을 경우 각각의 고유주파수 진폭 감쇠와 모드 감쇠율을 측정하였다.

Fig. 6은 유동이 없는 조건에서 모델 인젝터의 이론적인 공명 주파수와 측정된 공명 주파수를

비교한 것이다. 이론적인 공명 주파수와 인젝터 길이에 따라 측정된 공명 주파수가 큰 오차 없이 일치함을 확인하였고, 이러한 결과로부터 질량 보정인자( $\Delta l$ )를 인젝터 반지름의 0.6으로 추정할 것이 타당함을 알 수 있다.

Fig. 7은 유동이 없는 조건에서 연소실의 1L, 1T, 1L1T 고유 주파수와 각 모드에 동조된 인젝

터를 연소실에 장착하였을 경우 주파수 응답을 표시하였다. 실험 결과에 따르면 각 모드에 동조된 인젝터를 설치함으로써 각각의 모드 진폭이 최대로 감소되면서 모드 분리 현상이 일어남을 확인할 수 있다. 연소실 고유주파수에 올바르게 동조된 인젝터 길이에서 진폭을 최소 76%에서 최대 83%까지 감소된다는 것을 확인하였다.

다음은 인젝터에 유동이 있는 경우 스윙 인젝터 내부에 형성되는 air core가 1/4파장 공명기로서 기능을 검증하였다. 연소실 고유주파수에 동조시킨 인젝터를 설치하고 유사 추진제인 물이 분무되는 조건에서 랜덤노이즈에 대한 연소실의 주파수 응답을 측정하여 주파수 동조가 제대로 되었는지 알아보았다.

Fig. 8은 유동이 없는 조건과 같은 방법으로 유동이 있는 조건에서 1L, 1T, 1L1T 각각의 모드 주파수 응답을 나타낸다. 추진제 유입은 가압방식을 사용하였고, 유동조건은 대기압과 유입 압력차가 9 bar인 시점에서 인젝터 내부에 형성되는 air core 형상과 스프레이 각이 일정해졌기 때문에 유사추진제는 압력차 9 bar를 유지시키면서 유입시켰다. 유동조건이 있는 경우 상대적인 비교를 위해서 주파수에 동조되지 않은 기본 인젝터 길이는  $L_{inj}=62\text{mm}$ 인 인젝터를 사용하였다. 이때 기본 길이를 갖는 인젝터를 모델 챔버에 설치하였을 때와 유해주파수에 동조된 인젝터를 설치하였을 경우 각각의 주파수 스펙트럼을 비교하였다. Fig. 8(a)와 Fig. 8(b)에서 확인할 수 있듯이 유동이 있는 경우 1L 모드와 1T 모드에 동조되는 인젝터 길이가 유동이 없는 조건과 식 (5)로부터 구한 인젝터 길이보다 훨씬 길어진 인젝터에서 모드 감쇠가 일어남을 확인하였다.

이러한 이유는 인젝터가 길어짐에 따라 인젝

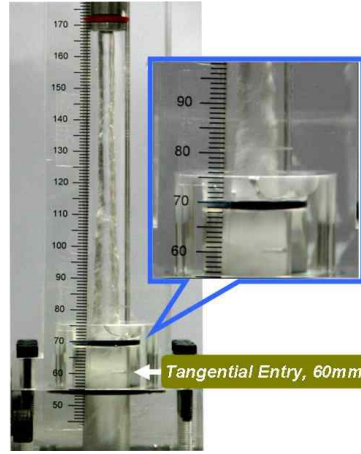


Fig. 9. Air core shape

터 내부 면적의 증가로 인하여 점성손실이 커지게 되어 접선 유입구(tangential entry)를 기준으로 형성되는 인젝터 출구 쪽에 air core 지름이 인젝터 위쪽에 형성되는 air core 지름보다 상대적으로 크게 형성된다는 것을 Fig. 9에서 확인할 수 있다. Air core 형상에 따라 인젝터가 갖는 고유주파수 변화에 대한 명확한 설명을 위해서는 내부 air core의 형상을 균일하게 만들어 줄 수 있는 인젝터 고안하여 추가적인 연구가 진행되어야 인젝터의 동조길이와 air core와의 상관관계를 설명할 수 있을 것으로 판단되며, 또한 인젝션(injection)되는 압력 차이에 따라 인젝터 내부에 형성되는 액막 두께와의 상관관계도 추가적인 연구가 진행되어야 할 부분으로 사료된다.

이에 반해 Fig. 8(c)에서 확인할 수 있듯이 1L-1T 모드의 튜닝 길이는  $L_{inj}=78\text{mm}$ 로 식 (5)에 의해 구한 이론값과 비슷한 길이에서 주파수 동조

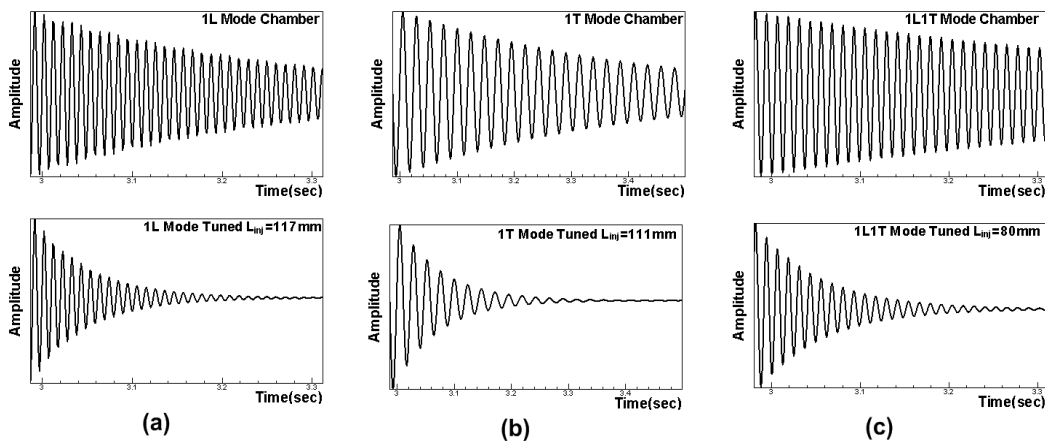


Fig. 10. Measured damping rate (No flow condition)

가 이루어졌다. 이러한 이유는 접선 유입구(tangential entry)가 출구로부터 60mm 떨어진 곳에 위치해 있다는 점을 고려해볼 때, 1L, 1T 모드에 비해 상대적으로 짧은 인젝터 길이를 갖는 1L1T 모드에서는 그만큼 점성손실이 작게 되므로 인젝터 내부에 형성되는 air core 지름이 전체적으로 균일하게 유지됨을 확인하였다.

위의 결과로부터 스윙 인젝터 내부에 발생하는 air core가 1/4파장 공명기의 기능을 발휘하기 위해서는 air core형상이 중요한 요소임을 확인하였다. 즉, 균일한 air core가 균일하게 형성되어야만 이론적으로 계산된 인젝터 길이에서 챔버의 고유주파수와 동조되어 음향 감쇠자 역할을 수행할 수 있다고 판단된다.

다음은 유동이 있는 조건과 없는 조건에 대해서, 각각의 유해주파수에 동조시킨 인젝터가 설치된 연소실의 비정상과도 응답을 측정하여 모드 감쇠율 측정하였다. 각각의 모드에 동조되는 인젝터는 모드 진폭을 가장 크게 감소시키는 인젝터를 선정하였다. 또한 동조된 길이의 인젝터를 장착하였을 때와 동조되지 않은 인젝터를 장착하였을 때 감쇠율을 비교하였다.

Fig. 10은 유동이 없는 조건에서 인젝터가 장착되지 않았을 때 즉, 챔버 자체의 모드 감쇠율과 각각의 모드에 동조된 인젝터(1L mode는  $L_{inj}=117\text{mm}$ , 1T mode는  $L_{inj}=111\text{mm}$ , 1L1T mode는  $L_{inj}=80\text{mm}$ )를 장착하였을 때 모드 감쇠율을 비교하였다. Fig. 10에서 확인할 수 있듯이 챔버 자체의 모드 감쇠율보다 각각의 모드에 동조된 인젝터가 장착되었을 때 모드 감쇠율이 크게 증가함을 확인할 수 있다. 1L mode에서는 동조된 인젝터를 장착하였을 경우 감쇠율이 약 3.3배 증가하였고, 1T, 1L1T mode에서도 동조된 인젝터를 장착하였을 경우에 각각 5.2배, 8배까지 감쇠율이 증가함을 확인하였다. 이러한 결과로부터 확인할 수 있듯이 챔버의 불안정 모드는 각각의 모드에 동조된 인젝터를 장착함으로써 모드 감쇠율을 큰 폭으로 증가시킬 수 있음을 확인할 수 있다.

유동이 없는 조건에서 비교-분석하였던 것과 같은 방법으로 유동이 있는 조건에서 각각의 모드에 동조된 길이의 인젝터가 설치된 연소실에서 모드 감쇠와 동조되지 않은 길이의 인젝터가 설치된 경우의 모드 감쇠를 비교 하였다. 각각의 모드에 동조된 인젝터(1L mode  $L_{inj}=185\text{mm}$ , 1T mode  $L_{inj}=170\text{mm}$ , 1L1T mode에서는  $L_{inj}=78\text{mm}$ )가 설치되었을 때 기본 길이( $L_{inj}=62\text{mm}$ )의 인젝터를 장착하였을 때 보다 모드 감쇠율이 증가

됨을 확인할 수 있다. 표 3은 유동이 있는 조건과 유동이 없는 조건에서 각각의 모드 감쇠율을 나타내었다.

Table 3. 1L, 1T, 1L1T mode damping rate

Target mode	Flow condition	$L_{inj}$ [mm]	Damping Rate
1L	No Flow	chamber	0.0051
		80	0.0160
		111	0.0145
		Tuned 117	<b>0.0168</b>
	Flow	62	0.0243
		78	0.0476
		Tuned 185	<b>0.0614</b>
1T	No Flow	chamber	0.0033
		80	0.0082
		Tuned 111	<b>0.0174</b>
		117	0.0139
	Flow	62	0.0178
		78	0.0249
		Tuned 170	<b>0.0589</b>
185	0.0350		
1L1T	No Flow	chamber	0.0017
		Tuned 80	<b>0.0136</b>
		111	0.0093
		117	0.0120
	Flow	62	0.0201
		Tuned 78	<b>0.0263</b>
		170	0.0111
185	0.0119		

### III. 결 론

본 연구에서는 고주파 연소불안정현상 제어를 위한 수동제어장치로서 백홀 스윙 인젝터를 사분파장 공명기로 해석하여 모델연소실의 유해주파수에 동조시킨 후 유사추진제인 물을 사용하여 연소실 내부의 주파수 스펙트럼을 측정한 결과 인젝터의 작동 조건에서 1L, 1T, 1L1T모드의 최대 진폭을 59-91%가량 낮출 수 있었다.

유동이 있는 경우와 없는 경우 모두에서 동조되지 않은 인젝터를 사용했을 때 보다 동조된 인젝터가 설치되었을 때 연소실의 감쇠율이 큰 폭으로 증가됨을 확인하였다. 또한, 인젝터의 동조 길이는 인젝터 내부에 형성되는 air core 모양에 크게 좌우됨을 확인 하였다.

이러한 결과로부터 로켓연소불안정의 주된 원인으로 알려진 열 방출과 음향파동이 상호 섭동

하지 못하도록 백홀 스윙 인젝터의 길이를 연소실의 불안정 주파수에 동조되도록 설계한다면, 연소실내의 음향파동이 열 방출과 상호작용하는 것을 사전에 차단할 수 있어 로켓 엔진에서 고주파 연소 불안정 제어가 가능하다고 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. T. and Reardon, F. H., (eds) *Liquid Propellant Rocket Combustion Instability*, NASA SP-194, 1972.
- 3) Huang Yuhui, "Acoustic Model for the Self-oscillation of Coaxial Swirl Injector", 33rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Seattle, WA, 1997.
- 4) 박이선, 손채훈, "액체 로켓엔진 분사기의 음향감쇠 효과에 관한 수치적 연구", 한국항공우주학회지, 제 33권, 제 5호, 2005.
- 5) Hwang, Seong-Ha, *Backhole as a New Geometric Parameter and Acoustic Damper for the Swirl Injector*, Mater thesis, Seoul National University, 2004.
- 6) Laudien, E., Pongratz, R., and Preclik, 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.
- 7) Zucrow, M. J. and Hoffman, J. D., *Gas Dynamics vol. II, Multidimensional Flow*, John Wiley and Sons, Inc., 1977.
- 8) Kinsler, L. E., Frey, A. R., Coppens, A. B. and Sanders, J. V., *Fundamentals of Acoustics*, 4th ed. John Wiley & Sons, Inc., 2000.
- 9) V.G. Bazarov, *Liquid Propellant Rocket Engine Injectors, Invited Lecture of V. Bazarov*, Rocket Propulsion Lab., Seoul National University, 2002.
- 10) V. G. Bazarov, *Liquid Injector Dynamics*, Moscow, Mashinostroenie, 1979.