

## 운동량 플럭스 비의 변화에 따른 기체 중심 스월 동축형 분사기의 기체 가진 동특성 연구

이정호\* · 박구정\* · 윤영빈†

### A Study on Dynamic Characteristics of Gas Centered Swirl Coaxial Injector with Acoustic Excitation by Varying Momentum Flux Ratio

Jungho Lee, Gujeong Park and Youngbin Yoon

**Key Words:** Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Gas-Centered Swirl Coaxial Injector(기체 중심 스월 동축형 분사기), Combustion instability(연소 불안정), Dynamics(동특성), Acoustic Excitation(기체 가진)

#### Abstract

Combustion instability is critical problem in developing liquid rocket engine. There have been many efforts to solve this problem. In this study, the method was sought through the injector as part of these efforts to suppress combustion instability. If the injector can suppress the disturbance coming from the supply line as a kind of buffer it will serve to reduce combustion instability. Especially we target at gas propellant oscillation in gas-centered swirl coaxial injector. The phenomenon is simulated with acoustic excitation of speaker. The film thickness response at injector exit was measured by using a liquid film electrode. Also the response of spray to the disturbance was observed by high-speed photography. Gas-liquid momentum flux ratio and the frequency of feeding gas oscillation were changed to investigate the effect of these experimental parameters. The trend of response by varying these parameters and the cause of weak points was studied to suggest the better design of injector for suppressing combustion instability.

#### 1. 서론

액체 로켓 엔진 개발에 있어서 빈번히 발생하고 큰 영향을 끼치는 문제로 여겨지는 연소불안정은 연소실 내의 연소와 추진제 공급시스템의 유동이 결합되어 발생하는 현상이다.

이러한 연소불안정 현상은 기본적으로 엔진의 연소효

율을 악화시키거나 로켓 제어 시스템에 악영향을 줄 뿐 아니라 심하게 발생하는 경우에는 엔진의 파괴로까지 이어지게 된다. 이제까지 이러한 연소불안정 현상을 해결하기 위해 앞선 로켓 엔진 개발국 들에서는 Baffle, Cavity 등 다양한 방법들이 시도되었다<sup>(1)</sup>.

로켓 엔진 연소불안정은 그 발생 주파수에 따라 저주파, 중주파, 고주파 연소불안정으로 분류할 수 있다. 이 중 저주파와 중주파는 그 원리가 추진제 공급시스템과 연소실이 결합되어 발생하고, 고주파 연소불안정은 추진제 공급시스템의 교란으로 인해 야기될 수 있다<sup>(2)</sup>. 따라서 연소불안정을 야기하는 원인 중 중요한 부분으로 공급되는 추진제의 유량섭동을 들 수 있다. 연소실에 공급되는 추진제는 다양한 원인으로 인해 유동의 교란이 발생할 수 있다. 예연소기에서 연소과정 중에 발생하는

(Received: 6 Sep 2015, Received in revised form: 18 Sep 2015, Accepted: 21 Sep 2015)

\*서울대학교 기계항공공학부

†책임저자, 회원, 서울대학교 기계항공공학부, 항공우주 신기술 연구소

E-mail : ybyoon@snu.ac.kr

TEL : (02) 880-1904 FAX : (02)872-8032

압력섭동, 고압터빈을 지나며 발생하는 유량섭동, 공급라인의 형상으로 인한 압력섭동들 뿐 아니라 연소실, 즉 분사기 출구의 압력섭동의 영향으로 역으로 분사기 위쪽에서부터 교란이 발생하여 분사기에 투입될 수 있다. 이러한 교란이 적절히 감쇠되지 못할 경우 연소실로 전달되어 다시 연소실의 압력섭동을 증가시키고 그 영향이 되돌아오는 피드백이 계속되어 불안정현상이 악화될 수 있다. 따라서 이러한 연쇄과정의 중간에 위치하고 있는 분사기의 설계가 매우 중요하다. 최적화된 설계로 분사기가 일종의 완충장치 역할을 하여 공급라인에서부터 들어오는 교란을 저감시켜줄 수 있다면 연소불안정을 야기할 수 있는 분무의 불안정을 막아줄 수 있을 것이다.

Bazarov 등은 다단 연소사이클 액체 로켓 엔진에서 연소실의 상태와 추진제 공급시스템 사이에 발생하는 교란의 전파들을 도식화하여 제시하고 이러한 일련의 현상을 해결하기 위하여 분사기의 동특성, self-pulsation에 대한 실험적 연구들을 수행하였다<sup>(3)</sup>. Ismailov 등은 병목형 단일 스윙 분사기의 교란에 대해 분사기 자체 공명현상의 여러 가지 모델들을 제시하고 수치 해석적으로 분석한 바 있다<sup>(4)</sup>. 또한 Matas 등은 공급되는 추진제의 교란에 의한 특성은 아니지만 기체 중심 스윙 동축형 분사기에서 LIF기법을 이용하여 자체적으로 발생하는 액막의 불안정 주파수를 구해낸 바가 있다<sup>(5)</sup>. 국내에서는 김 등이 개방형 단일 스윙 분사기에서 공급 액체의 유량 섭동에 대한 액막의 응답특성을 확인하였다<sup>(6)</sup>.

그러나 앞선 연구들은 주로 단일 스윙 분사기에서 액체교란에 대한 응답만을 대상으로 하였고 기체-액체 분사기에서 일어날 수 있는 공급되는 기체 추진제의 교란에 대한 현상은 많이 연구가 진행된 바가 없다. 본 실험에서는 RD-170과 같은 러시아 다단 연소사이클 액체 로켓 엔진에 주로 사용된 기체 중심 스윙 동축형 분사기를 대상으로 하여 기체 교란에 대한 분무의 응답특성을 파악하고자 하였다.

## 2. 실험 방법 및 조건

### 2.1 실험 방법

실험 장치는 Fig. 1과 같이 구성되었다. 실제 분사기의 추진제인 산화제 과잉 기체와 케로신을 각각 공기와 물로 모사하여 실험하였다. 공급되는 공기의 유량은 Line Tec사의 MFC M3500V모델을 이용하여 조절하였으며 물의 유량은 분사기 입구와 출구사이 압력강하 값

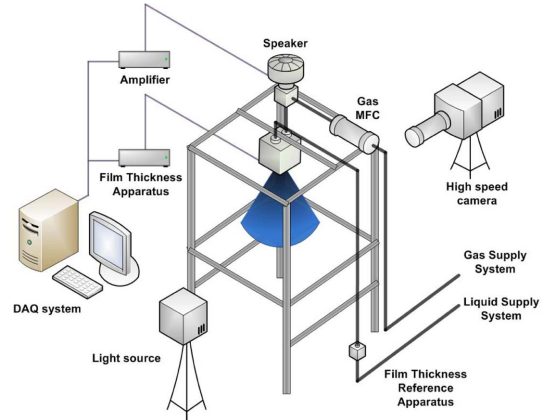


Fig. 1 Experimental apparatus

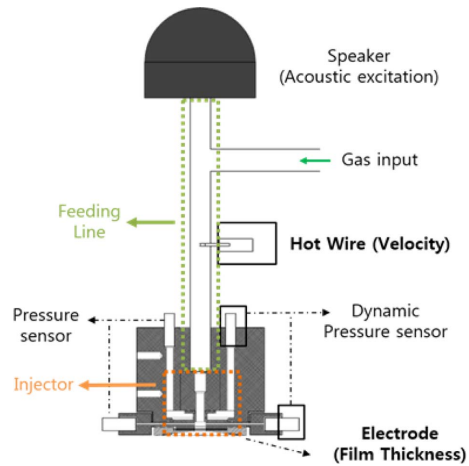


Fig. 2 Schematic diagram of acoustic excitation apparatus

과 유량의 관계를 획득한 후 분사압력을 통하여 조절하였다.

분사기 외부 분무는 Photron사의 HVC-SL 연속광원과 FASTCAM-ultima APX 고속카메라를 이용하여 이미지를 획득하였다. 분무 이미지는 512×256의 해상도로 10000 frame/sec의 속도로 촬영하였다.

실험 장치에서 기체 가진을 위한 부분은 Fig. 2와 같이 구성되었다. 분사기 상단의 기체 라인 중간에 SAMMI사의 SU-150EF 스피커를 설치하여 공급되는 기체의 속도 섭동을 발생시켰다. 원하는 주파수와 세기의 기체 교란을 발생시키기 위해 스피커에 입력되는 전압은 컴퓨터에서 프로그램을 통하여 주파수와 크기 값을 설정하고 이 신호를 BOSTON AUDIO사의 CC-350 Amplifier를 통하여 증폭하는 방식으로 입력하였다. 공급되는 기체 속도 섭동은 분사기 입구 상단 기체 라인 중간에 Dan-

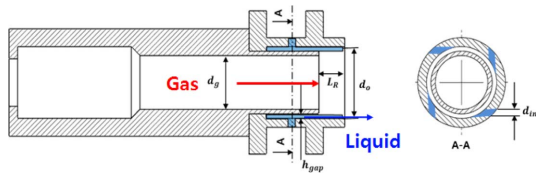


Fig. 3 Geometry of gas centered swirl coaxial injector

tec Dynamics사의 Hot wire Anemometry Mini CTA 모델을 설치하여 측정하였다.

기체 속도 섭동에 대한 액막 두께의 변화를 측정하기 위하여 Suyari가 제안한 전극을 이용한 방식을 사용하였다<sup>(7)</sup>. 이 방식은 물의 전기전도도를 이용한 방법으로 얇은 전극 두 개를 매우 얇은 간격을 가지고 오리피스 끝단에 설치함으로써 액막의 두께변화에 따른 전압 값을 획득할 수 있다. 이러한 전압 값을 실제 두께로 변환하기 위하여 여러 가지 크기의 아크릴 봉을 제작하여 특정 두께의 액막을 형성한 뒤 전압 값을 측정하여, 전압-액막 두께 변환 보정식을 획득하였다<sup>(8)</sup>. 이러한 방식을 통하여 액막 두께를 10000 sample/sec의 속도로 획득하였다.

## 2.2 실험 장치

실험에 사용된 기체 중심 스월 동축형 분사기는 Fig. 3과 같다. 기체 오리피스가 분사기의 가운데에 위치하고 있으며 액체 오리피스는 기체 오리피스를 둘러싸는 형태로 되어있다. 기체는 가운데 축을 따라 제트로 분사되며 액체는 접선방향 유입구를 통하여 스월 유동을 하면서 분사된다. 기체 오리피스 끝단부터 분사기 끝단까지의 영역을 리세스라 하며 이 영역에서 액체와 기체가 혼합되어 분사된다.

분사기 오리피스 지름은 8 mm, 기체 오리피스의 지름은 6 mm, 4개의 액체 접선방향 유입구 지름은 0.9 mm 이며 리세스 길이는 12 mm로 실험하였다.

## 2.3 실험 조건

추진제 공급시스템에서 발생할 수 있는 교란은 그 원인에 따라 수 Hz부터 몇 천 Hz까지 다양하게 발생할 수 있다<sup>(2)</sup>. 본 실험에서는 산화제 과잉가스의 발생 가능한 다양한 주파수 영역대의 교란을 모사하기 위하여 200 Hz부터 1100 Hz까지 100 Hz씩 변화시켜가며 경향을 파악하고 특정구간들은 간격을 좁혀서 수행하였다. 또한 기체-액체 분사기에서 주요한 설계 변수로 여겨지는 기체-액체 운동량 플럭스 비를 변화시켜 가며 그 영향을

Table 1 Experimental condition

Momentum Flux Ratio	0.5, 1, 1.5, 2
Liquid Pressure Drop	1 bar
Frequency	200 ~ 1100 Hz

확인하였다. 기체-액체 운동량 플럭스에 대한 정의는 다음의 식 (1)과 같다. 여기서  $\rho_g$ 와  $\rho_l$ 은 기체와 액체의 밀도를 나타내고,  $U_g$ 는 기체 오리피스 끝단에서의 기체 속도,  $U_{la}$ 는 기체 오리피스 끝단에서의 축 방향 액체 속도를 의미한다.

$$MR = \frac{\rho_g U_g^2}{\rho_l U_{la}^2} \quad (1)$$

## 3. 실험 결과

분사기 오리피스 끝단에서의 액막 두께는 분무각, 분열길이, 액적 크기 등에 영향을 미치는 중요한 요소이다<sup>(9)</sup>. 따라서 공급되는 기체 교란에 대한 응답으로써 오리피스 끝단의 액막 두께의 변화를 파악하는 것은 분무 불안정과 연소불안정 예측의 측면에서 매우 중요하다.

본 실험에서는 공급되는 기체 속도 섭동에 대한 오리피스 끝단 액막 두께의 응답특성을 다음과 같이 Gain 값으로써 표현하였으며 그 식은 식 (2)와 같다. 여기서  $t'$ 은 분사기 끝단에서 액막 두께 섭동의 크기,  $\bar{T}$ 는 분사기 끝단의 평균 액막 두께,  $u'$ 은 분사기 상단에서의 공급 기체 속도 섭동의 크기,  $\bar{U}$ 는 분사기 상단에서의 공급 기체 평균 속도를 의미한다.

$$Gain = \frac{Output}{Input} = \frac{t'/\bar{T}}{u'/\bar{U}} \quad (2)$$

### 3.1 공급되는 추진제 교란의 주파수

추진제 공급시스템에서 발생할 수 있는 교란의 주파수의 영향을 Gain 값으로 확인한 결과를 Fig. 4에서 볼 수 있다. Gain 값은 공급되는 기체의 교란에 대한 액막의 두께의 응답특성을 정규화한 값을 의미하기 때문에 교란의 세기에 관계없이 주파수를 변화시켜 갈 때의 영향을 확인 할 수 있다. Fig. 4를 보면 200 Hz에서 1100 Hz로 교란의 주파수를 변화시켜 갈 때 두 주파수 영역에서 다른 주파수들과 다르게 Gain 값이 큰 Peak점이 나타나는 것을 볼 수 있다. 실험 영역에서 저주파 영역

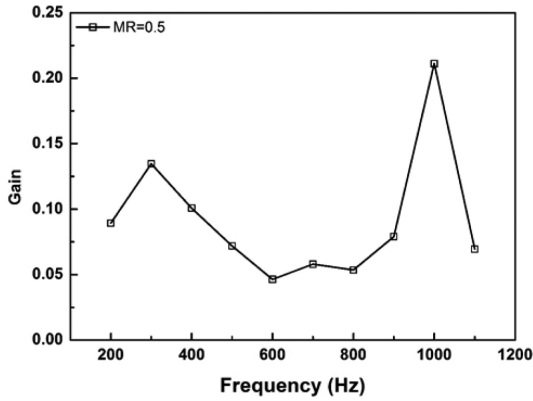


Fig. 4 Gain of various frequency at MR=0.5

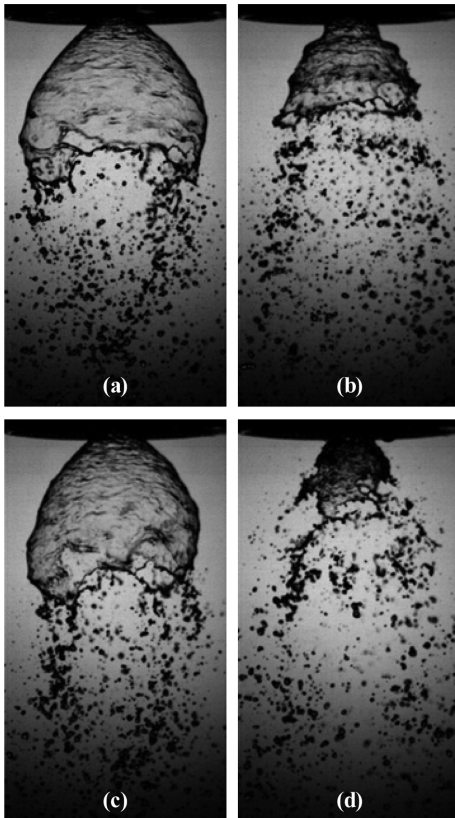


Fig. 5 Spray image of various frequency. (a) no excitation, (b) 300 Hz, (c) 600 Hz, (d) 1000 Hz

에 해당하는 300 Hz와 고주파 영역에 해당하는 1000 Hz일 때 다른 주파수들의 Gain 값보다 몇 배 이상 되는 값을 보인다. 앞서 언급한 대로 Gain 값이 크다는 것은 공급되는 교란에 대한 분사기 출구 쪽의 응답특성이 크다는 것이고, 이는 분무가 이러한 주파수 영역에서 상대

적으로 불안정하다는 것을 의미한다.

두 주파수에서 나타나는 분무의 불안정은 Gain 값 뿐 아니라 Fig. 5의 분사기 외부 분무이미지에서도 확인할 수 있다. Figure 4 결과의 경향과 마찬가지로 Gain 값이 작은 600 Hz의 분무는 가진이 없는 경우와 거의 유사하게 안정적으로 나타나는 반면 Gain 값이 큰 300 Hz와 1000 Hz의 분무는 매우 불안정하게 나타난다. 이러한 결과는 Gain 값이 크게 나타나는 주파수 영역에서 이 분사기에 공급되는 추진제의 교란이 쉽게 분무 불안정으로 이어지며 이러한 분무 불안정이 연소불안정과 야기하게 되는 일종의 취약점이 될 수 있음을 의미한다.

### 3.1.1 높은 주파수 영역 Peak 점의 원인

Figure 4에서 보면 Gain 값이 크게 나타나는 두 취약점 중 고주파 영역의 주파수는 1000 Hz에 해당한다. 이 주파수에서 취약점이 생기는 원인을 분석한 결과, 공급라인의 길이에 기인하는 것으로 판단하였다.

Fig. 6에서 볼 수 있듯이 스피커에서 분사기 상단의 입구까지 공급라인의 길이가 1000 Hz의 Peak 값을 발생시키는 주요한 원인으로 확인되었다. 이 공급라인의 길이가 일종의 공명 튜브의 역할을 하여 공급되는 기체의 교란을 증폭시키기 때문에 분무의 불안정이 야기되는 것으로 판단되었다. 이 길이를 바꾸어 가며 실험한 결과 1000 Hz에 해당하는 Peak 점이 다른 주파수로 이동하는 것을 볼 수 있다. Fig. 7에서 볼 수 있듯이 공급라인의 길이를 짧게 한 경우 사각형 표식과 같이 1400 Hz로 이동하였고, 길이를 길게 한 경우 삼각형 표식과 같이 760 Hz로 이동하였다.

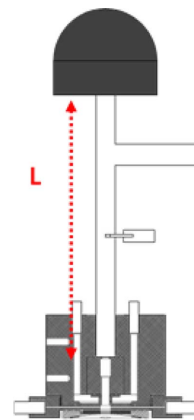


Fig. 6 Gas feeding line length

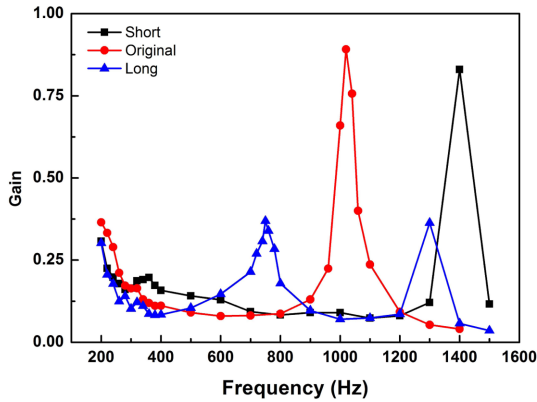


Fig. 7 High peak movement according to line length at MR=1

Table 2 Frequency calculated by Eq. 3

Line length change				
c(m/s)	L(m)	1 <sup>st</sup> (Hz)	2 <sup>nd</sup> (Hz)	3 <sup>rd</sup> (Hz)
340	0.182	467	1401	2335
	0.242	351	1054	1756
	0.332	256	768	1280

$$f = \frac{c(2n-1)}{4L} \quad (3)$$

또한 이렇게 나타난 결과를 식 (3)에서 볼 수 있는 close-open boundary 공명관계식에 대입하여 계산한 결과와 비교 분석하였다. 식에서 L은 Fig. 6에 표시된 공급 라인의 길이를 의미하고 c는 상온에서 음속의 문헌 값이 사용되었으며 n은 공명의 모드를 의미한다. 그 계산 결과는 Table 2와 같이 정리되었다. 원래의 길이인 경우 계산되는 공명의 주파수는 2차 모드일 때 1054 Hz로 Fig. 7의 Original의 Peak와 상응하는 것을 확인하였다. 짧은 길이로 변경한 경우는 2차 모드 공명 주파수가 1041 Hz로 낮은 쪽으로 이동한 Peak와 상응하는 것을 확인하였고 긴 길이로 변경한 경우는 그래프에서 두 개의 Peak 점이 나타나는데 이는 식에서 계산된 2차 모드와 3차 모드의 주파수인 768 Hz와 1280 Hz에 해당되는 것으로 판단된다.

고주파 영역의 Peak를 발생시키는 길이 L은 가진 장치에서 분사기 입구까지의 길이에 해당되기 때문에 실제 로켓 엔진에서 기체 매니폴드나 공급라인의 길이에 대응되는 것으로 생각될 수 있다. 따라서 이러한 길이가 분사기 동특성에 있어 중요한 영향을 끼치며 연소불안

정 해결을 위한 분사기 설계에 있어 함께 고려되어야 한다는 점을 시사한다.

### 3.1.2 낮은 주파수 영역 Peak 점의 원인

Gain 값이 크게 나타나는 두 취약점 중 저주파 영역의 주파수는 200 Hz~300 Hz에 해당한다. 이 주파수에서 취약점이 생기는 원인은 고주파 영역과는 다른 것으로 판단되었다. Fig. 7에서 볼 수 있듯이 공급 라인의 길이를 변화시키더라도 저주파 영역에 해당하는 Peak는 변화가 없는 것을 확인할 수 있다.

이 저주파 영역의 Peak는 기체 중심 스월 동축형 분사기의 자체 특성에서 기인하는 것으로 판단되었다. 분사기 오리피스 출구에서는 액체와 기체가 만날 때 두 유체의 속도차이에 의해 특정 주파수의 자발적인 섭동이 발생하게 된다. 이러한 계면 불안정(interfacial instability)은 두 유체의 접면에서 점성의 차이가 있을 때 발생하는 점성 전단 불안정(viscous shear instability)과 관계가 있다<sup>(5)</sup>.

Matas 등은 LIF기법을 이용하여 기체 중심 스월 동축형 분사기에서 기체와 액체가 만나는 리세스 영역의 내부 유동을 관찰하여 다양한 조건에서의 계면 불안정의 주파수를 측정하였다<sup>(5)</sup>. Matas 등의 결과를 보면 기체의 속도가 빨라짐에 따라서 불안정 주파수가 증가하는 것을 확인할 수 있으며 이는 기체와 액체의 속도 차 즉, 기체-액체 운동량 플럭스 비에 비례하여 불안정 주파수가 증가함을 의미한다.

Figure 7은 기체-액체 운동량 플럭스 비가 1인 경우를 나타내며 Fig. 8은 기체 액체 운동량 플럭스 비가 2인 경우를 나타낸다. Fig. 7과 Fig. 8을 보면 기체 액체 운

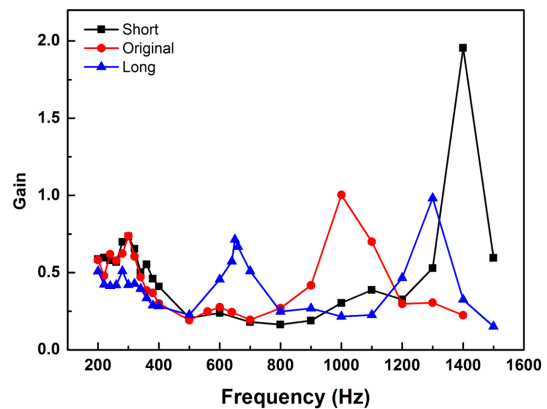


Fig. 8 Line length change at MR=2



동량 플럭스 비가 증가함에 따라 저주파 영역의 Peak점이 200 Hz에서 300 Hz로 증가하는 것을 볼 수 있다. 본 실험의 경우와 Matas등의 실험은 실험조건이나 분사기 크기에 차이가 있어 불안정 주파수의 값이 완벽히 동일하지는 않지만 기체 액체 운동량 플럭스 비의 증가에 따라 불안정 주파수가 증가하는 동일한 경향을 보이며, 불안정 주파수의 범위도 비슷한 것을 확인할 수 있었다.

따라서 저주파 영역의 Peak점은 공급되는 기체 추진체의 교란이 분사기 출구 쪽의 계면 불안정의 주파수와 비슷해 질 때 그 불안정을 증폭시키기 때문인 것으로 판단된다. 그렇기 때문에 분사기의 설계 기체-액체 운동량 플럭스 비 값에서 발생하는 계면 불안정의 주파수와 동일한 교란이 분사기 위쪽에서 공급되면 분무가 불안정해지고 연소불안정에 취약해질 수 있음을 의미한다. 따라서 추진체 공급라인에서 발생 가능한 교란의 주파수를 고려하여 분사기의 기체 액체 운동량 플럭스 비 값을 설계하는 것이 필요하다.

### 3.2 기체-액체 운동량 플럭스 비

기체-액체 운동량 플럭스 비의 영향을 확인하기 위해 값을 0.5에서 2까지 0.5간격으로 변화시켰을 때의 주파수에 따른 응답특성이 Fig. 9에 나타나 있다. 기체-액체 운동량 플럭스 비의 증가는 액체 대비 기체의 운동량이 점점 커지는 것을 의미하며 같은 혼합영역의 길이 하에서 운동량 전달이 더 많이 일어나는 결과를 야기한다. 따라서 기체 속도 섭동이 액체로 전달이 많이 되게 되어 오리피스 끝단에서 액막의 떨림이 커지게 된다. 또한 이러한 운동량 플럭스 비 증가에 따른 Gain의 증가는 모든 주파수에서 동일한 것이 아니라 주파수 별로 상이한 것을 확인할 수 있다. Peak 점이 발생하는 주파수에

서 기체-액체 운동량 플럭스 비의 증가에 따른 Gain 값의 증가가 뚜렷한 것을 볼 수 있으며, 이러한 결과는 기체 액체 운동량 플럭스 비가 취약점에서 응답특성의 크기에 큰 영향을 미치는 중요한 변수라는 점을 시사한다.

또한 3.1.2절에서 분석한 낮은 주파수 영역의 Peak의 주파수가 기체-액체 운동량 플럭스 비의 증가에 따라 점차 높은 300 Hz 쪽으로 이동하는 것을 Fig. 9에서도 확인할 수 있으며, 이는 앞 절에서 저주파 Peak 발생 원인을 기체와 액체의 상호작용으로 인한 자체적인 액막 떨림으로 분석한 것이 타당함을 뒷받침해 준다고 볼 수 있다. 따라서 분사기 설계 시 쉽게 발생할 수 있는 교란의 주파수와 저주파 Peak의 주파수를 피하는 방향으로 기체-액체 운동량 플럭스 비가 세심하게 고려되어야 할 필요가 있다고 판단된다.

하지만 저주파 영역의 Peak는 그 경향을 완벽히 확인했다고 보기는 어렵기 때문에 200Hz이하의 낮은 주파수까지 보다 촘촘한 간격으로 추가적인 실험을 수행하여 정확한 관계를 규명하는 것이 필요할 것으로 생각된다.

## 4. 결 론

기체 중심 스월 동축형 분사기에서 기체가 유동의 교란을 가진 상태로 공급되는 상황을 모사하여 액막의 응답특성을 알아보았다. 주파수와 기체-액체 운동량 플럭스 비를 변화시켜 응답특성의 변화 경향을 파악하였다.

특정 두 주파수 영역에서 다른 주파수들과 다르게 Gain 값이 크게 나타나는 Peak점이 발생하였으며, 그 원인에 대해 분석하였다. 높은 주파수 영역의 Peak점 발생은 기체 공급라인의 길이와 연관되며, 낮은 주파수 영역의 Peak점은 기체 중심 스월 동축형 분사기의 기체와 액체의 상호작용에 의한 자체적인 액막의 떨림과 관계가 있는 것으로 판단되었다.

기체-액체 운동량 플럭스 비의 증가는 기체에서 액체로의 운동량 전달에 영향을 미치며, 그 결과로 Gain값이 커지는 것을 확인하였다. 또한 기체 액체 운동량 플럭스 비는 저주파 영역의 Peak 값 주파수를 변화시키기 때문에 설계 시에 고려되어야 하는 중요한 변수라는 점을 확인하였다.

이러한 결과는 특정 주파수들의 공급 기체 섭동에 대해 기체-액체 운동량 플럭스 비가 증가할수록 액막으로의 교란 전파가 크기 때문에 연소불안정에 분사기가 취약해 질 수 있음을 의미하므로 이러한 동적 특성들을

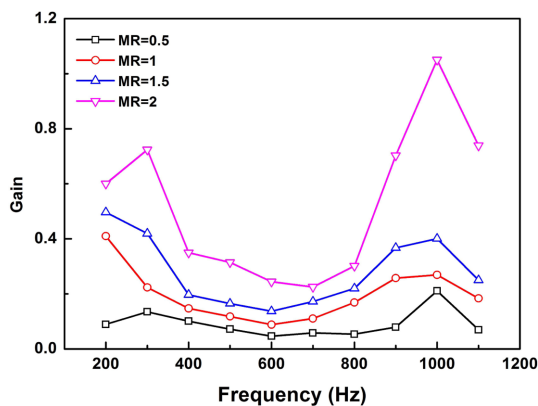


Fig. 9 Effect of gas-liquid momentum flux ratio

고려하여 설계를 함으로써 연소불안정을 야기할 수 있는 분무 불안정을 저감하는 방향으로 나아갈 수 있을 것으로 판단된다.

## 후 기

본 연구는 서울대학교 차세대 우주추진 연구센터와 연계된 미래창조과학부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행한 선도연구센터지원사업(NRF-2013R1A5A1073861)의 연구 결과입니다.

## 참고문헌

- (1) Harrje, D. J. and Reardon, F. H., "Liquid Propellant Rocket Instability", NASA SP-194, 1972.
- (2) Schöyer, H. F. R. *et al.*, "Combustion Instability in Liquid Rocket Engines", ESA, 1993.
- (3) Bazarov, V. G. and Yang, V., "Liquid Propellant Rocket Engine Injector Dynamics", Journal of Propulsion and Power, Vol. 14, No. 5, 1998, pp. 797-806.
- (4) Ismailov, M. and Heister, S. D., "Dynamic Response of Rocket Swirl Injectors", Journal of Propulsion and Power, Vol. 27, No. 2, 2011.
- (5) Matas, J., Hong, M. and Cartellier, A., Physics of fluids 26, 042108, 2014.
- (6) Kim, H., Chung, Y., Jeong, S., Lee, I. and Yoon, Y., "Experimental Study on the Dynamic Characteristics of Open Type Swirl Injector with Varying Swirl Chamber Length", 2014 KSPE Spring Conference, 2014, pp. 235-238.
- (7) Suyari, M. and Lefebvre, A. H., "Film Thickness Measurements in a Simplex Swirl Atomizer", Journal of Propulsion and Power, Vol. 2, No. 6, 1986, pp. 528-533.
- (8) Kim, S., Khil, T., Kim, D. and Yoon, Y., "Effect of geometric parameters on the liquid film thickness and air core formation in a swirl injector", Measurement Science and Technology, Vol. 20, No. 1, 2009, p. 015403.
- (9) Bayvel, L. and Orzechowski, Z., "Liquid Atomization", 1993.