



Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2018.22.4.099>

## 동축형 스윙-제트 분사기의 음향가진에 따른 동특성

배진현<sup>a</sup> · 김태성<sup>a</sup> · 정석규<sup>a</sup> · 정찬영<sup>b</sup> · 최정열<sup>c</sup> · 윤영빈<sup>a,d,\*</sup>

# Dynamic Characteristics of Coaxial Swirl-jet Injector with Acoustic Excitation

Jinhyun Bae<sup>a</sup> · Taesung Kim<sup>a</sup> · Seokgyu Jeong<sup>a</sup> · Chanyeong Jeong<sup>b</sup> ·  
Jeong Yeol Choi<sup>c</sup> · Youngbin Yoon<sup>a,d,\*</sup>

<sup>a</sup>Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Seoul National University, Korea

<sup>b</sup>Mechatronics R&D Center, Samsung Electronics Co., Ltd., Korea

<sup>c</sup>Department of Aerospace Engineering, Pusan National University, Korea

<sup>d</sup>The Institute of Advanced Aerospace Technology, Seoul National University, Korea

\*Corresponding author. E-mail: [ybyoon@snu.ac.kr](mailto:ybyoon@snu.ac.kr)

### ABSTRACT

In this study, the injector transfer function (ITF) of a gas-gas coaxial jet-swirl injector is measured by perturbing jet or swirl flow using a speaker as jet flow increases. As a result of measuring the ITF varying feed system length, a peak occurs at a resonance frequency of space where the perturbed flow passes. With jet excitation, the ITF magnitude decreases, but increases thereafter as increasing the jet flow. Therefore the larger the velocity difference between jet and swirl flow, the larger the ITF. With swirl excitation, ITF decreases as increasing the jet flow because of the energy decrease with respect to the constant downstream flow.

### 초 록

본 연구에서는 제트 유동 증가에 따라 스피커로 제트와 스윙 유동에 각각 가진을 가하여 기체-기체 동축형 제트-스윙 분사기의 분사기 전달함수(Injector Transfer Function, ITF)을 측정하였다. 공급시스템의 길이를 변화시켜 ITF를 측정한 결과 공급시스템의 공진주파수에서 피크가 발생하는 것을 확인할 수 있었다. 제트 유동에 가진을 줄 때, 제트 유동이 증가함에 따라 ITF의 크기는 감소하다가 다시 증가하는 것을 확인할 수 있었다. 즉, 두 유동의 속도차가 클수록 ITF의 크기가 증가하였다. 스윙 가진 시 제트 유동이 증가함에 따라 ITF가 감소하는 것을 확인할 수 있었는데, 이는 후단에서 일정 유량 대비 가진 에너지가 감소하기 때문이다.

Key Words: Injector Transfer Function(분사기 전달함수), Full Flow Staged Combustion Cycle(풀플로우 다단식 연소 사이클), Gas-gas Injector(기체-기체 분사기), Coaxial Swirl-jet Injector(동축형 스윙-제트 분사기), Combustion Instability(연소불안정)

Received 5 June 2017 / Revised 11 November 2017 / Accepted 15 November 2017

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2017년도 춘계학술대회(2017. 5. 31-6. 2, 라마다프라자 제주호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

Nomenclature

ITF : injector transfer function

$u$  : velocity  
 $c$  : sound velocity  
 $L$  : replaceable feed line length  
 $L_N$  : non-replaceable feed line length  
 $L_{in}$  : injector inner length

## 1. 서 론

최초의 로켓의 경우 고체 화약에 불을 붙여 발생하는 대량의 가스를 사용하여 추력을 발생시키는 고체 로켓이 주를 이루었다. 고체 로켓은 연료를 주입한 후 장기간 보관이 가능하며, 구조가 단순하기 때문에 무게가 가볍고, 제작비용도 저렴하다는 장점이 있었다. 그러나 한 번 점화가 이루어지면, 연소 속도를 조절하기 어렵기 때문에 추력 조절이 어렵다는 단점이 있었다[1]. 이러한 단점을 극복하기 위하여 1926년 미국의 로버트 고다드는 세계 최초로 액체연료를 사용하는 로켓의 발사를 성공하였다. 액체 연료를 사용할 경우 추진제의 유량을 조절함으로써 추력을 조절할 수 있게 되어 정밀한 조절이 가능하게 된다.

로켓은 구조상 연료와 산화제를 공급하는 공급시스템과 연소실, 그리고 추진제를 연소실로 유입시키는 분사기로 구성되어 있다. 공급시스템에서 유동의 섭동이 발생하게 되면, 이 섭동은 분사기를 지난 후 연소실로 전파되게 된다. 이렇게 전파된 섭동은 연소실 내부의 압력 섭동 및 열방출과 섭동을 유발하게 된다. 이때 발생한 압력 섭동과 열방출과 섭동이 상호작용을 일으켜 서로를 증가시키는 현상이 발생하는데, 이를 연소불안정 현상이라고 한다[2,3]. 이때 발생한 연소불안정 현상은 다시 분사기 전단에 영향을 미치게 되어 유동 섭동을 증폭시키고, 결과적으로 연소불안정 현상이 더욱 증가되는 피드백 현상이 발생하게 된다. 이때, 분사기의 동특성을 파악함으로써 분사기 전단의 유동 섭동이 분사기 후단으로 전파되는 것을 방지한다면, 이러한 피드백 현상을 끊게 되어 연소불안정 현상을 예방할 수 있게 된다[4].

액체 연료를 사용하는 우주 발사체 중 대형 로켓은 그 효율성을 증대시키기 위하여 다단연소사이클을 사용하며, 스페이스 셔틀의 엔진인 SSME, 에네르기아의 RD-170 및 나로호에서도 다단연소사이클을 사용하였다[5]. 다단연소사이클의 경우 연료 또는 산화제 중 일부를 예연소실에서 미리 연소시켜 그 연소가스로 터보펌프를 구동시키고 나머지 추진제를 주연소실로 유입시킴으로써 추진제의 한쪽은 기체, 다른 한쪽은 액체 상태로 연소실로 분사되게 된다. 이러한 방법을 통해 모든 추진제가 주연소실에서 연소에 이용되기 때문에 엔진 전체로서의 비추력이 높으며 고압에서도 연소시킬 수 있다는 장점이 있다[6].

따라서 분사기의 동특성을 파악한 많은 연구들은 액체-기체 분사기의 동특성을 파악하고자 하였다. Bazarov 등의 연구[7]에서는 단일 스웰 분사기의 수류 시험을 통해 분사기 압력강하가 분무에 큰 영향을 미친다는 것을 확인하였다. 또한, Ando 등의 연구[8]에서는 솔레노이드 액추에이터를 사용한 연료 분사기의 동특성을 파악하였고, 일정한 자기장을 가하거나 없앨 때 그에 따른 자기화가 순간적으로 일어나지 않고 천천히 진행되는 자기 여효가 분사기 동적 응답에 매우 중요한 역할을 한다는 것을 확인하였다. Som 등의 연구[9]에서는 분사기의 동특성 실험결과와 CFD 해석결과를 비교하였고, 대부분의 해석결과가 실험결과를 잘 나타내는 것을 확인하였다.

최근에는 연료와 산화제 둘 다 일부를 예연소실로 보내어 1개의 예연소실이 아닌 2개의 예연소실을 통해 각각의 독립된 터보펌프를 구동시키는 풀플로우 다단연소사이클에 대한 연구가 진행되고 있다[10,11]. 이처럼 독립된 터보펌프를 구동시키게 되면, 엔진의 수명이 연장되고, 신뢰성이 향상된다는 장점이 있다. 또한, 주연소실로는 불완전연소 상태의 연료 농후 가스 및 산화제 농후 가스가 유입되므로 주연소실 내부에서 연소반응을 촉진시킨다는 장점이 있다. 이때 주연소실로 유입되는 추진제들은 모두 예연소실을 지났기 때문에 기체 상태로 유입되게 된다[12].

그러나 폴플로우 다단연소사이클의 분사기를 모사할 수 있는 기체-기체 분사기의 동특성은 아직 충분히 파악되지 못하고 있다. 따라서 본 연구에서는 기체-기체 동축형 제트-스윙 분사기의 동특성을 파악하고, 외부 섭동 유형에 따른 동특성의 변화를 측정하였다.

2. 실험 장치 및 방법

2.1 실험 장치

본 실험에서 사용한 실험장치의 구성은 Fig. 1과 같다. 압축공기를 에어 탱크에 채운 후 이를 질량유량제어기기(Mass flow controller, MFC)를 통해 일정 유량만큼 분사기로 유입시켰다. 폴플로우 다단연소사이클에서 산화제와 연료는 예연소기를 지나 주연소실로 유입되므로 유입 온도가 고온으로 형성되어 있기 때문에 이를 모사하기 위하여 분사기 전단에 공기 히터를 설치하여 유입되는 공기의 온도를 높였다. 분사기의 형상은 Fig. 2와 같이 제트 유동과 스윙 유동이 혼합되어 분출되는 동축형 제트-스윙 분사기이다.

본 연구에서는 제트 부분 또는 스윙 부분 각각에 스피커를 사용하여 일정 주파수의 가진을 가함으로써 분사기의 동특성 현상을 살펴보았다. Fig. 3에서 표시된 분사기 형상의 주요 치수는 Table 1과 같다.

2.2 실험 방법

본 연구에서 설정한 실험조건은 Table 2와 같다. 로켓 연소기는 고압 고온의 조건으로 인하여 내부 음속은 매우 빠르게 되며, 이로 인하여 일반적으로 수 kHz의 불안정이 발생하게 된다[13]. 그러나 본 연구는 상압 조건의 분무 특성을 살펴보기 때문에 실제 로켓 연소기에 비해 음속이 매우 작게 된다. 즉, 수 kHz의 불안정을 모사하기 위하여 음속에 따른 스케일링을 진행하였고, 이를 통해 최소 100 Hz부터 최대 1800 Hz의 가진을 실험조건으로 채택하였다. 또한, 폴플로우 다단연소사이클에서 산화제와 연료는 노즐 및 예연소기의 냉각 및 예연소과정 이후 주연소실로

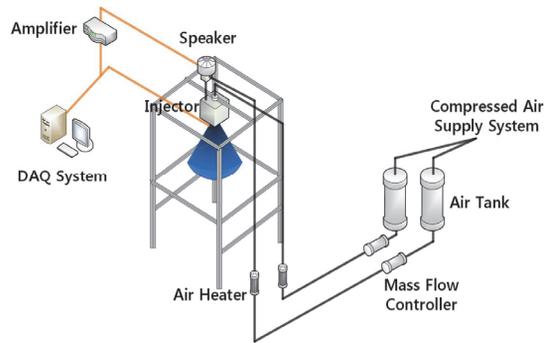


Fig. 1 Experimental apparatus.

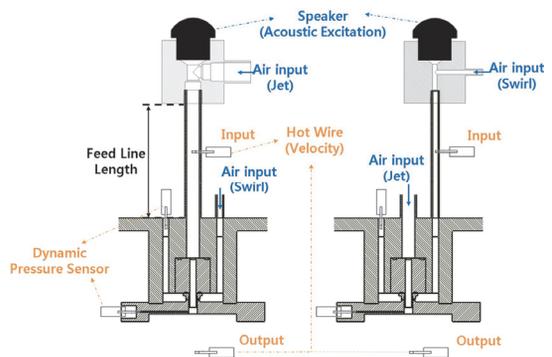


Fig. 2 Injector apparatus.

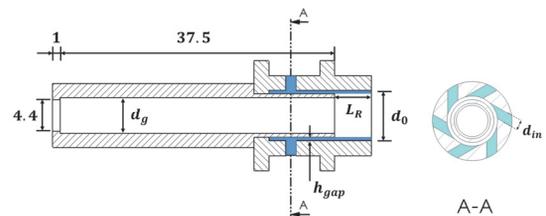


Fig. 3 Cross section of injector.

Table 1. Injector geometry.

Parameters	Description	Values
$d_g$	Diameter of jet orifice	5 mm
$d_{in}$	Diameter of swirl inlet	1.4 mm
$h_{gap}$	Gap thickness	0.5 mm
$d_o$	Diameter of injector outlet	7 mm
$n$	Number of swirl hole	6

유입되므로 고온 환경을 모사하기 위하여 공기 히터를 사용하였다. 유속이 마하수 0.3 이상이 되면 압축성 효과를 고려해야 되며, 추후 연소 실험과의 연계를 위하여 스월 유동의 최소 면적에서의 마하수를 0.3 이하로 두었으며, 이를 통해 스월 유동이 0.38 g/s로 설정되었다. 제트 유동은 제트와 스월 유동이 운동량 플럭스 비율은 0.5, 1, 1.5, 2로 변화시키기 위해 설정되었다.

분사기 전단과 후단에 열선 유속계를 설치하여 속도 섭동을 측정하였다. 이때 분사기 전단에서는  $\frac{u'}{u} = 0.115$ 가 되도록 일정한 섭동을 가하였다. 일반적으로 압력섭동 계측의 최고와 최저 차이 값이 연소실 내부의 정적 압력의 5~10%를 넘을 때 연소가 불안정하다[14]고 볼 수 있으므로, 유입부의 유속 섭동을 이보다 크게 두어 분사기의 불안정 감쇠 능력을 보고자 하였다. 또

한, 출구 단에서의 속도섭동 역시 측정하여 Eq. 1과 같이 분사기 전달함수(Injector Transfer Function, ITF)을 계산하였다.

$$ITF = \frac{u'_{output}/\bar{u}_{output}}{u'_{input}/\bar{u}_{input}} \quad (1)$$

실험에서 계측한 ITF의 메커니즘을 분석하기 위하여 COMSOL Multiphysics를 사용하여 공급 시스템 및 분사기의 공진주파수를 계산하였고, 그 과정에서 스피커 가진부분은 닫힌 경계로, 분사기 출구부분은 열린 경계로 두었다. 제트 가진의 경우에는 제트 유동이 흐르는 내부공간의 공진주파수를 계산하였고, 스월 가진의 경우에는 스월 유동이 흐르는 내부공간의 공진주파수를 계산하였다. Fig. 4는 FEM을 사용한 공진주파수 계산을 위해 분석에 필요한 공간에 메쉬를 적용한 그림이다. 이때, 유입부의 온도는 실제 실험과 같이 170°C로 두었고, 후단은 상온으로 두어 계산하였다.

Table 2. Experimental condition.

Parameters	Values
Excitation frequency [Hz]	100 ~ 1800
Air inlet temperature [°C]	170
Jet flow rate [g/s]	0.52, 0.73, 0.9, 1.04
Swirl flow rate [g/s]	0.38
Replaceable feed line length (L) [mm]	100, 200, 300, 400
Non-replaceable feed line length (L <sub>N</sub> ) [mm]	Jet : 64.64 Swirl : 80
Working fluid	Air

\*Feed line = Replaceable feed line + Non-replaceable feed line

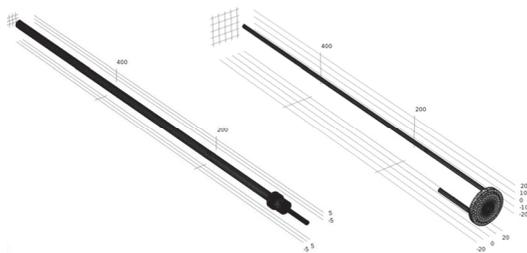


Fig. 4 Mesh structure for COMSOL Multiphysics analysis.

### 3. 결과 및 분석

#### 3.1 제트 가진에 따른 분사기 동특성

##### 3.1.1. 공급 길이 변화에 따른 ITF

스피커를 사용하여 제트 유동에 가진을 가할 때, 교체 가능한 공급 길이를 변화시켜감에 따라 ITF를 측정하였고, 그 결과는 Fig. 5 및 Fig. 6과 같다. 이때, 스월의 공급 길이는 123 mm로 일정하게 유지하였다. 또한, 제트의 유동은 1.04 g/s으로 유지하였다.

Fig. 5 및 Fig. 6을 통해 확인할 수 있듯이 공급 길이가 변함에 따라 ITF의 피크가 발생하는 주파수의 위치가 변함을 확인할 수 있다. 이때, 피크가 발생하는 주파수는 기본 주파수의 정수 배에 해당하는 것을 확인할 수 있었다. 이에 대한 원인을 분석하기 위하여 가진을 가한 제트 유동이 분사기 출구까지 지나는 공간에 대한 공진주파수를 계산해보았다.

제트 유동은 분사기 출구까지 일직선상으로

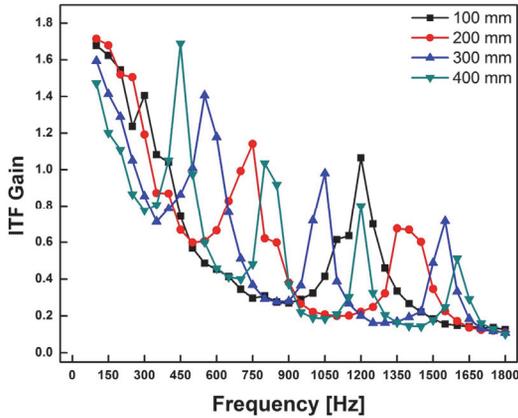


Fig. 5 ITF gain with varying the replaceable feed line length with jet excitation.

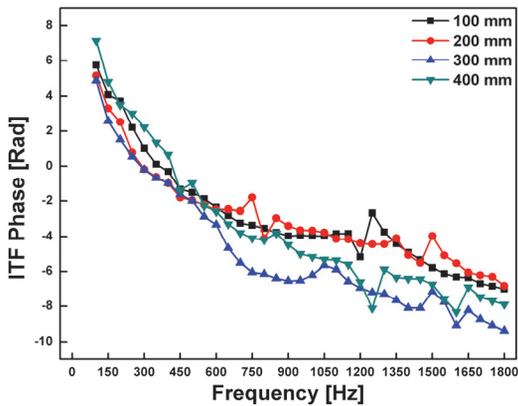


Fig. 6 ITF phase with varying the replaceable feed line length with jet excitation.

분출되며, 이를 원통형으로 가정하면, 공진주파수는 Eq. 2를 통해 계산할 수 있다.

$$f = \frac{(2n-1)c}{4(L+L_N+L_{In})} \quad (2)$$

이때,  $L+L_N+L_{In}$ 은 교체 가능한 공급 길이와 교체 불가능한 공급 길이 및 분사기 내부 공간의 길이 합을 의미하며,  $n$ 은 Mode를 의미하고,  $c$ 는 음속을 나타낸다.

또한, 이 형상을 COMSOL Multiphysics를 사용하여 공진주파수를 계산해보았다. 교체 가능한

Table 3. Resonance frequencies [Hz] at 400-mm replaceable feed line during jet excitation.

Mode	Eq. 2	COMSOL	Experiment
First	197.2	163.39	-
Second	591.59	491.69	450
Third	985.99	840.79	800
Fourth	1380.39	1225.27	1200
Fifth	1774.78	1636.07	1600
Error*	20.17%	4.68%	

\*Error = Average of  $\frac{|f_{Calculation} - f_{Experiment}|}{f_{Experiment}} \times 100(\%)$  in all modes

Table 4. Frequency calculation error caused by replaceable feed line length variation with jet excitation.

Replaceable feed line length	Eq. 2	COMSOL
100 mm	22.80%	12.88%
200 mm	22.91%	3.03%
300 mm	15.08%	8.40%
400 mm	20.17%	4.68%

공급 길이가 400 mm일 때, Eq. 2와 COMSOL Multiphysics를 통해 계산된 공진주파수 및 실험상 ITF의 피크를 정리하면 Table 3과 같다.

Table 3을 통해 확인할 수 있듯이 제트 유동 가진에서 ITF의 피크가 발생하는 주파수는 제트 유동이 흐르는 내부공간의 공진주파수와 일치하는 것을 확인할 수 있었다. 따라서 ITF의 피크는 제트 유동의 공급시스템에 의한 결과임을 확인할 수 있다. 이에 대해 교체 가능한 공급 길이에 따른 주파수 오차를 계산하면 Table 4와 같다.

이때, Eq. 2를 사용할 경우 면적이 일정한 관의 공진주파수를 계산하였고, COMSOL Multiphysics의 경우 제트 유동이 흐르는 관 자체의 공진주파수를 계산하였기 때문에 Eq. 2의 결과보다 실제 실험결과와 유사한 결과가 계산되는 것을 확인할 수 있었다.

### 3.1.2. 제트 유량 변화에 따른 ITF

교체 가능한 공급 길이를 300 mm로 일정하게

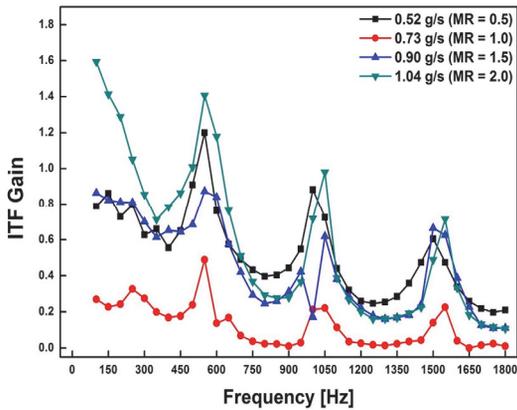


Fig. 7 ITF gain with varying the jet flow rate with jet excitation at  $L = 300$  mm.

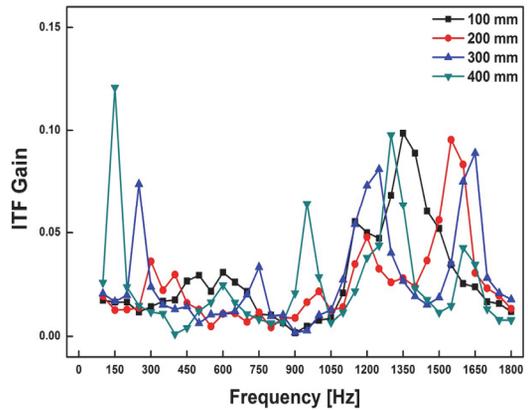


Fig. 9 ITF gain with varying the feed line length with swirl excitation.

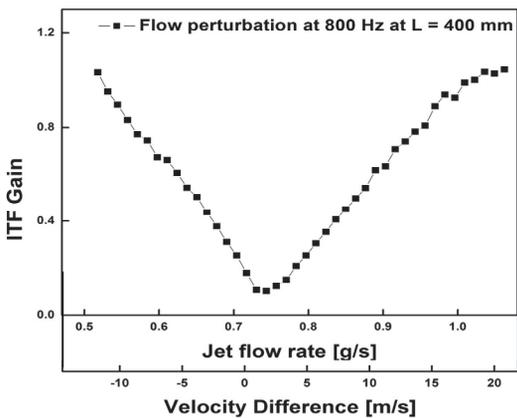


Fig. 8 ITF gain with varying the jet flow rate at 800 Hz with  $L = 400$  mm.

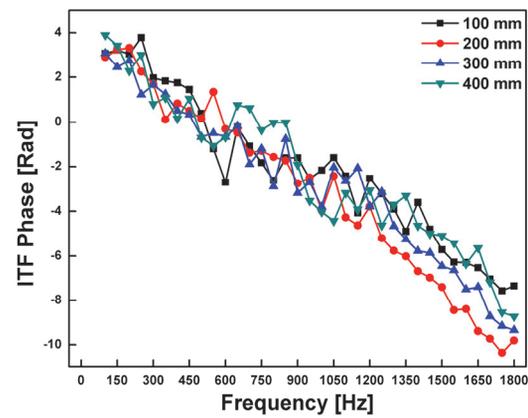


Fig. 10 ITF phase with varying the feed line length with swirl excitation.

유지시킨 상태에서 제트의 유량을 0.52, 0.73, 0.9, 1.04 g/s으로 변경해감에 따라 ITF를 측정하였고, 그 결과는 Fig. 7과 같다.

Fig. 7을 통해 확인할 수 있듯이, 공급 길이가 일정하기 때문에 ITF의 피크가 발생하는 주파수 역시 일정한 것을 확인할 수 있다. 그러나 유량 변화에 따라 ITF의 크기에 차이가 발생하는 것을 볼 수 있다. 즉, 0.52 g/s에서 제트 유량이 증가함에 따라 처음에는 Gain이 감소하였으나 그 이후 Gain이 증가하는 것을 확인할 수 있었다. 이를 좀 더 자세히 살펴보기 위하여 교체 가능한 공급 길이를 400 mm로 유지한 채 제트 유량

을 0.52 g/s부터 1.06 g/s까지 0.013 g/s 간격으로 변경하면서 800 Hz에서의 ITF를 측정하였고, 그 결과는 Fig. 8과 같다.

Fig. 8과 같이 제트 유량이 증가함에 따라 약 0.74 g/s까지는 ITF의 크기가 감소하나 그 이후부터는 증가하는 것을 확인할 수 있었다. 이는 제트와 스월의 상호작용에 있어서 두 유동의 속도 차에 의한 간섭의 영향이 변화하기 때문인 것으로 판단된다. 실제로 약 0.74 g/s에서는 제트 유동과 스월 유동의 축방향 속도가 약 47 m/s로 같음을 확인할 수 있었다. 즉, 제트 가진에 있어서 제트와 스월 유동의 속도차가 클수록

연소기 내부의 섭동이 증가하는 것을 확인할 수 있었다.

3.2 스윙 가진에 따른 분사기 동특성

3.2.1. 공급 길이 변화에 따른 ITF

제트 유동을 가진할 때와 마찬가지로 스윙 유동에 가진을 주었을 때, 공급 길이를 변화시켜감에 따라 ITF를 측정하였고, 그 결과는 Fig. 9 및 Fig. 10과 같다. 이때, 제트의 공급 길이는 82 mm로 일정하게 유지하였다. 또한, 제트의 유동은 1.04 g/s으로 일정하게 유지하였다.

Fig. 9 및 Fig. 10을 통해 확인할 수 있듯이, 공급 길이 변화에 따라 ITF의 피크가 발생하는 주파수가 변하는 것을 확인할 수 있었다. 제트 유동은 일직선 관을 지나 분출되나 스윙 유동은 복잡한 형상 내부를 지나 분출되므로 피크가 발생하는 원인 분석을 위하여 형상 전체의 공진주파수를 COMSOL Multiphysics를 통해 계산해보았고, 그 결과는 Table 5와 같다.

Table 5, Fig. 9 및 Fig. 10을 통해 스윙 유동

Table 5. Resonance frequencies [Hz] at 400-mm replaceable feed line during swirl excitation.

Mode	COMSOL	Experiment
First	189.27	150
Second	538.43	550
Third	991.91	1000
Fourth	1370.09	1300
Fifth	1685.72	1650
Error*	7.33%	

\*Error = Average of  $\frac{|f_{Calculation} - f_{Experiment}|}{f_{Experiment}} \times 100(\%)$  in all modes

Table 6. Frequency calculation error caused by replaceable feed line length variation with swirl excitation.

Replaceable feed line length	COMSOL
100 mm	7.74%
200 mm	7.97%
300 mm	3.90%
400 mm	7.33%

이 흐르는 공간의 공진주파수에 해당하는 주파수에서 ITF의 피크가 발생하는 것을 확인할 수 있었다. 모든 교체 가능한 공급 길이에 따라 계산 오차를 계산하면 Table 6과 같다.

스윙 유동에 가진을 주었을 때, ITF의 피크 역시 스윙 유동이 제트 유동과 섞이기 때문에 스윙 유동만이 흐르는 공간의 공진주파수를 계산한 결과와 실제 실험에서 ITF의 피크가 발생하는 주파수에 약간의 차이가 발생하는 것을 확인할 수 있었다.

3.2.2. 제트 유량 변화에 따른 ITF

제트 유동을 가진할 때와 마찬가지로 스윙 유동에 가진을 주면서, 제트의 유량을 변화시켜감에 따라 ITF를 측정하였고, 그 결과는 Fig. 11과 같다.

제트 유동이 증가함에 따라 ITF의 크기가 작아지는 것을 확인할 수 있었다. 이는 제트 유동이 증가하게 되면, 가진이 있는 스윙이 제트에 미치는 영향이 적어지게 되며, 이를 통해 출구단에서 단위 유량당 가진 에너지가 감소하기 때문에 ITF의 크기가 감소하는 것이다.

제트 가진의 경우 중심축의 가진이 주위 스윙 유동으로 전파되는데, 이와 반대로 스윙 가진의 경우 초기에는 가진이 없는 중심축 유동이 스윙의 영향에 의해 가진이 발생한다. 이처럼 가진의 위치에 따라 전파 방향이 달라지며, 이러한 이유

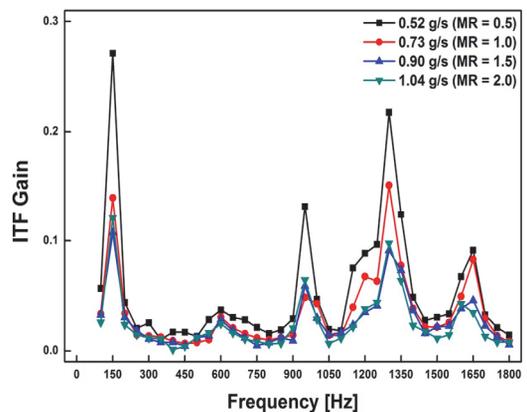


Fig. 11 ITF gain with varying the jet flow rate with swirl excitation at L = 400 mm.

로 인하여 제트와 스웰의 유동차에 의한 ITF의 경향의 차이가 발생한 것으로 판단된다.

#### 4. 결 론

본 연구에서는 기체-기체 동축형 스웰-제트 분사기의 동특성 및 혼합특성에 대한 연구를 진행하였다. 분사기의 동특성을 파악하기 위해서 스피커를 통해 제트 또는 스웰 유동에 가진을 가함으로써 분사기 전달함수(Injector Transfer Function, ITF)를 측정하였다.

우선, 분사기로 유동을 공급하는 공급시스템의 길이를 변화시켜감에 따라 ITF를 측정하였다. 제트 또는 스웰 유동에 가진을 가할 때, 공급시스템의 길이가 증가함에 따라 ITF의 피크가 발생하는 주파수가 감소하는 것을 확인할 수 있었다. 이에 대한 원인을 분석하기 위하여 제트 또는 스웰 유동이 흐르는 공간의 공진주파수를 계산하였고, 그 결과 해당 공진주파수에서 ITF의 피크가 발생하는 것을 확인할 수 있었다. 따라서 ITF의 피크는 가진이 발생한 유동이 흐르는 내부 형상의 공진주파수에서 발생하는 것을 확인할 수 있었다.

또한, 제트 유량을 변화시켜감에 따라 ITF를 측정하였다. 제트 유동에 가진을 가할 때, 제트 유량을 변화시키게 되면, 초기에는 ITF의 크기가 감소하다가 약 0.74 g/s 이후부터 ITF의 크기가 증가하는 것을 확인할 수 있었다. 제트 유량이 약 0.74 g/s일 때, 제트와 스웰의 축방향 유속이 같아지게 되므로 제트와 스웰의 유속차가 클수록 ITF의 크기가 커지는 것을 확인할 수 있었다. 그러나 스웰 유동에 가진을 준다면, 제트 유량이 증가함에 따라 ITF의 크기가 감소하는 것을 확인할 수 있었다. 즉, 섭동이 발생한 스웰의 유량은 일정함에도 불구하고 섭동이 없는 제트의 유량이 증가함에 따라 출구단에서 단위 유량당 가진에너지가 감소하기 때문에 ITF의 크기가 감소하게 된다.

본 연구에서는 기체-기체 동축형 스웰 분사기 전단에서 섭동이 발생하였을 때, 분사기 후단인

연소실 내부에 섭동이 전파되는 경향을 파악하였다. 공급시스템의 공진주파수에서 ITF의 피크가 발생하였으며, 제트와 스웰 유동의 혼합 과정에서 발생하는 상호작용으로 인하여 일정한 경향성을 갖는 것을 파악하였다. 따라서 본 연구는 추후 폴플로우 다단연소사이클에 사용되는 기체-기체 분사기의 설계에 있어서 분사기의 특성을 파악하는데 큰 도움이 되며, 이를 통해 연소불안정 현상을 이해하고 해결하는데 큰 역할을 할 것으로 판단된다.

#### 후 기

본 연구는 서울대학교 차세대 우주추진 연구센터와 연계된 미래창조과학부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행한 선도연구센터지원사업(NRF-2013R1A5A1073861)의 연구 결과 및 2017년 정부(교육부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구입니다.(한국연구재단-2016-글로벌박사양성사업)

#### References

1. Kang, S.J. and Chang, Y.K., "Feasibility Study of Moon Exploration Satellite Launch Using Korea Space Launch Vehicle," *Proceeding of the 2008 KSAS Spring Conferences*, Pyeongchang, Korea, pp. 1097-1100, Apr. 2008.
2. Lieuwen, T., Torres, H., Johnson, C. and Zinn, B.T., "A mechanism of combustion instability in lean premixed gas turbine combustors," *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 123, No. 1, pp. 182-189, 2001.
3. Noiray, N., Durox, D., Schuller, T. and Candel, S., "A unified framework for nonlinear combustion instability analysis based on the flame describing function," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 615, No. 1, pp. 139-167, 2008.
4. Zinn, B.T. and Lieuwen, T.C., "Combustion

- instabilities: Basic concepts, *Combustion Instabilities in Gas Turbine Engines: Operational Experience*, *Fundamental Mechanisms, and Modeling*, Vol. 210, No. 1, pp. 3-26, 2005.
5. Goertz, C., "A modular method for the analysis of liquid rocket engine cycles." *31st Joint Propulsion Conference and Exhibit*, San Diego, C.A., U.S.A., AIAA 95-2966, Jul. 1995.
  6. Demyanenko, Y., Dmitrenko, A., Ivanov, A. and Pershin, V., "Turbopumps for gas generator and staged combustion cycle rocket engines," *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Tucson, A.Z., U.S.A., AIAA 2005-3946, pp. 3946-3953, Jul. 2005.
  7. Bazarov, V.G. and Yang, V., "Liquid-propellant rocket engine injector dynamics," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 14, No. 1, pp. 797-806, 1998.
  8. Ando, R., Koizumi, M. and Ishikawa, T., "Development of a simulation method for dynamic characteristics of fuel injector," *IEEE Transactions on Magnetics*, Vol. 37, No. 1, pp. 3715-3718, 2001.
  9. Som, S., Longman, D. E., Ramírez, A. I. and Aggarwal, S. K., "A comparison of injector flow and spray characteristics of biodiesel with petrodiesel," *Fuel*, Vol. 89, No. 1, pp. 4014-4024, 2010.
  10. Davis, J., Campbell, R., Davis, J. and Campbell, R., "Advantages of a full-flow staged combustion cycle engine system," *33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Seattle, W.A., U.S.A., AIAA 1997-3318, pp. 3318-3330, Jul. 1997.
  11. Farhangi, S., Yu, T., Rojas, L., Sprouse, K. and McKinnon, J., "Gas-gas injector technology for full flow stage combustion cycle application," *35th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Los Angeles, C.A., U.S.A., AIAA 99-2757, pp. 2757-2765, Jun. 1999.
  12. Marshall, W., Pal, S., Woodward, R. and Santoro, R., "Benchmark wall heat flux data for a GO<sub>2</sub>/GH<sub>2</sub> single element combustor," *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Tucson, A.Z., U.S.A., AIAA 2005-3572, pp. 3572-3584, Jul. 2005.
  13. Richecoeur, F., Ducruix, S., Scoufnaire, P. and Candel, S., "Experimental investigation of high-frequency combustion instabilities in liquid rocket engine," *Acta Astronautica*, Vol. 62, No. 1, pp. 18-27, 2008.
  14. Seo, S.H., Lee K.J. and Choi H.S., "Study on Standards of Combustion Stability Assessment of Liquid Rocket Engine Combustion Devices," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 13, No. 6, pp. 34-40, 2009.