

동축형 스월-제트 인젝터의 음향가진에 따른 동특성

배진현* · 김태성* · 정석규* · 정찬영** · 최정열*** · 윤영빈*,****†

Dynamic Characteristics of Coaxial Swirl-Jet Injector with Acoustic Excitation

Jinhyun Bae* · Taesung Kim* · Seokgyu Jeong* · Chanyeong Jeong** · Jeong Yeol Choi***
· Youngbin Yoon*,****†

ABSTRACT

In this study, the injector transfer function (ITF) of a gas-gas coaxial jet-swirl injector is measured by applying excitation to jet or swirl flow using a loudspeaker. As a result of measuring the ITF according to the variation of feed system length, the ITF peak occurs at the resonance frequency of the space where the perturbed flow passes. When applying the excitation to the jet flow, as the jet flow increases up to 56 slpm, the magnitude of ITF decreases, and ITF increases thereafter. Therefore the larger the velocity difference between the jet and the swirl flow, the larger the ITF. In the case of the swirl excitation, the ITF decreases as the jet flow increases because of the decrease of the energy with respect to the constant flow at the downstream. This difference is caused by the location of the hot wire anemometer on the downstream of the injector center axis.

초 록

본 연구에서는 스피커를 사용하여 Jet와 Swirl 유동에 각각 가진을 가함으로써 기체-기체 동축형 제트-스월 인젝터의 Injector transfer function (ITF)을 측정하였다. Feed system의 길이를 변화시켜감에 따라 ITF를 측정한 결과 섭동이 가해진 유동이 흐르는 공간의 공진주파수에서 ITF의 peak가 발생하는 것을 확인할 수 있었다. Jet 유동을 변화시키면서 Jet 유동에 가진을 줄 때, ITF의 크기는 감소하다가 56 slpm 이후부터는 증가하는 것을 확인할 수 있었다. 즉, Jet와 Swirl 유동의 속도차가 클수록 ITF의 크기가 커지는 것을 확인할 수 있었다. Swirl 가진 시에는 Jet 유동이 증가함에 따라 ITF가 감소하는 것을 확인할 수 있었는데, 이는 후단에서 일정 유량 대비 가진 에너지가 감소하기 때문이며, 이러한 차이는 후단의 Hot wire anemometer가 인젝터 중심축에 위치하기 때문이다.

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

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 로켓은 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 불가능하다는 단점이 있었다[1]. 이러한 단점을 극복하기 위하여 1926년 미국의 로버트 고다드 교수는 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 Feed system과 연소실, 그리고 추진제를 연소실로 유입시키는 인젝터로 구성되어 있다. Feed system에서 유동의 섭동이 발생하게 되면, 이 섭동은 인젝터를 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 인젝터 전단에 영향을

미치게 되어 유동 섭동을 증폭시키고, 결과적으로 연소불안정 현상이 더욱 증가되는 피드백 현상이 발생하게 된다. 이때, 인젝터의 동특성을 파악함으로써 인젝터 전단의 유동 섭동이 인젝터 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 Staged combustion cycle을 사용하며, 스페이스 셔틀의 엔진인 SSME, 에네르기아의 RD-170 및 나로호에서도 Staged combustion cycle을 사용하였다[5]. Staged combustion cycle의 경우 연료 또는 산화제 중 일부를 예연소실에서 미리 연소시켜 그 연소가스로 터보펌프를 구동시키고 나머지 추진제를 주 연소실로 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 인젝터의 동특성을 파악한 많은 연구들은 액체-기체 인젝터의 동특성을 파악하고자 하였다. Bazarov 등의 연구[7]에서는 단일 Swirl 인젝터의 수류 시험을 통해 인젝터 압력강하가 분무에 큰 영향을 미친다는 것을 확인하였다. 또한, Ando 등의 연구[8]에서는 연료 인젝터의 동특성을 파악하였고, Magnetic aftereffect가 인젝터 동적 응답에 매우 중요한 역할을 한다는 것을 확인하였다. Som 등의 연구[9]에서는 인젝터의 동특성 실험 결과와 CFD 해석 결과를 비교하였고, 대부분의 해석결과가 실험결과를 잘 나타내는 것을 확인하였다.

최근에는 연료와 산화제 모두 일부를 예연소실로 보내어 1개의 예연소실이 아닌 2개의 예연소실을 통해 각각의 독립된 터보펌프를 구동시키는 Full flow staged combustion cycle에 대한 연구가 진행되고 있다[10,11]. 이처럼 독립된 터보펌프를 구동시키게 되면, 엔진의 수명이 연장되고, 신뢰성이 향상된다는 장점이 있다. 또한, 주연소실로는 불완전연소 상태의 연료 농후가

* 서울대학교 기계항공공학부

** 삼성전기 생산기술연구소

*** 부산대학교 항공우주공학과

**** 항공우주신기술연구소

† 교신저자, E-mail: ybyoon@snu.ac.kr

스 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 Full flow staged combustion cycle의 인젝터를 모사할 수 있는 기체-기체 인젝터의 동특성은 아직 충분히 파악되지 못하고 있다. 따라서 본 연구에서는 기체-기체 동축형 제트-스윙 인젝터의 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.

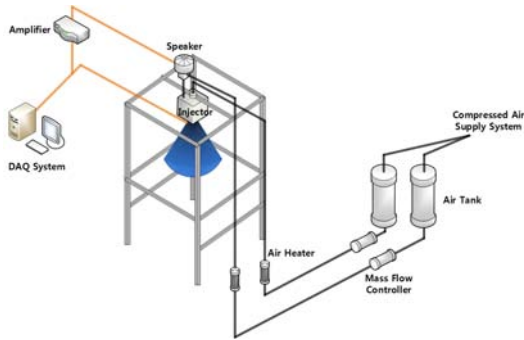


Fig. 1 Experimental apparatus

압축공기를 Air tank에 채운 후 이를 Mass flow controller(MFC)를 통해 일정 유량만큼 인젝터로 유입시켰다. Full flow staged combustion cycle에서 산화제와 연료는 예연소기를 지나 주연소실로 유입되므로 유입 온도가 고온으로 형성되어 있기 때문에 이를 모사하기 위하여 인젝터 전단에 Air heater를 설치하여 유입되는 공기의 온도를 높였다.

인젝터의 형상은 위의 Fig. 2와 같이 Jet 유동과 Swirl 유동이 혼합되어 분출되는 동축형 Jet-Swirl 인젝터이다.

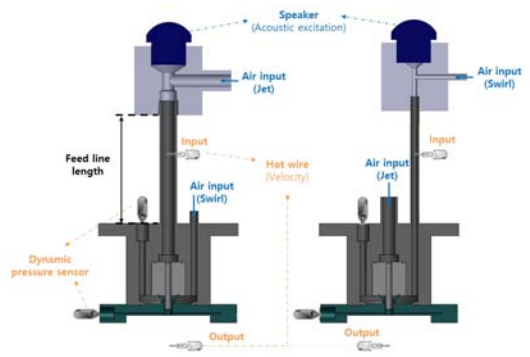


Fig. 2 Injector apparatus

본 연구에서는 Jet 부분 또는 Swirl 부분 각각에 스피커를 사용하여 일정 주파수의 가진을 가함으로써 인젝터의 동특성 현상을 살펴보았다.

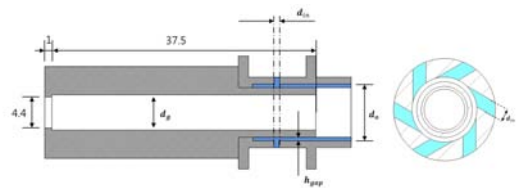


Fig. 3 Cross section of injector

Fig. 3에서 표시된 인젝터 형상의 주요 치수는 아래 Table 1과 같다.

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

2.2 실험 방법

본 연구에서 설정한 실험 조건은 아래 Table 2와 같다.

인젝터 전단과 후단에 Hot wire anemometer를 설치하여 속도 섭동을 측정하였다. 이때 인젝터 전단에서는

Table 2. Experimental condition

Parameters	Values
Excitation frequency [Hz]	100 ~ 1800
Air inlet temperature [°C]	170
Jet flow rate [slpm]	39, 55.2, 67.6, 78.1
Swirl flow rate [slpm]	28.7
Replaceable feed line length (L) [mm]	100, 200, 300, 400
Non-replaceable feed line length (L _N) [mm]	Jet : 64.64 Swirl : 80
Working fluid	Air

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

$\frac{u'}{u} = 0.115$ 가 되도록 일정한 섭동을 가하였다. 이때 출구 단에서의 속도섭동 역시 측정하여 Eq. 1과 같이 Injector transfer function (ITF)을 계산하였다.

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

3. 결과 및 분석

3.1 Jet 가진에 따른 인젝터 동특성

3.1.1. Feed line 길이 변화에 따른 ITF

스피커를 사용하여 Jet 유동에 가진을 가할 때, Replaceable feed line의 길이를 변화시켜감에 따라 ITF를 측정하였고, 그 결과는 Fig. 4와 같다. 이때, Swirl의 Feed line 길이는 123 mm로 일정하게 유지하였다. 또한, Jet의 유동은 78.1 slpm으로 유지하였다.

Fig. 4를 통해 확인할 수 있듯이 Feed line의 길이가 변함에 따라 ITF의 peak이 발생하는 주파수의 위치가 변함을 확인할 수 있다. 이때, peak가 발생하는 주파수는 기본 주파수의 정수 배에 해당하는 주파수에서 peak가 발생하는 것을 확인할 수 있었다. 이에 대한 원인을 분석하기 위하여 가진을 가한 Jet 유동이 인젝터 출구까지 지나는 공간에 대한 공진주파수를 계산해보았다. Jet 유동은 인젝터 출구까지 일직선상으

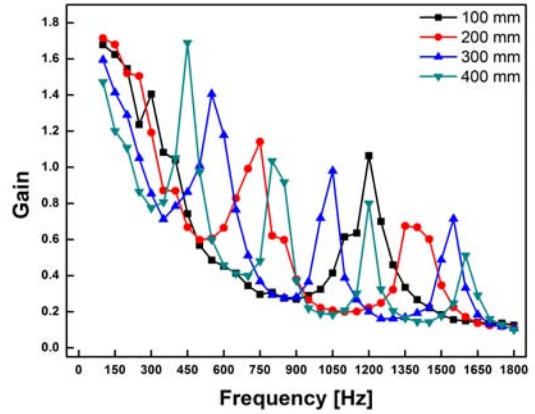


Fig. 4 ITF with varying the replaceable feed line length with jet excitation

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

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

이때, L 은 Replaceable feed line의 길이와 Non-replaceable feed line의 길이 및 인젝터 내부 공간의 길이 합을 의미하며, n 은 Mode를 의미하고, c 는 음속을 나타낸다.

또한, 이 형상을 COMSOL Multiphysics를 사용하여 공진주파수를 계산해보았다. Replaceable feed line의 길이가 200 mm일 때, Eq. 2, COMSOL Multiphysics를 통해 계산된 공진주파수 및 실험상 ITF의 peak를 정리하면 Table 3과 같다.

Table 3을 통해 확인할 수 있듯이 Jet 유동 가진에서 ITF의 peak이 발생하는 주파수는 Jet 유동이 흐르는 내부공간의 공진주파수와 일치하는 것을 확인할 수 있었다. 따라서 ITF의 peak은 Jet 유동의 feed system에 의한 결과임을 확인할 수 있다. 이에 대해 Replaceable feed line에 따른 주파수 오차를 계산하면 Table 4와 같다.

이때, Eq. 2를 사용할 경우 면적이 일정한 관의 공진주파수를 계산하였고, COMSOL Multiphysics의 경우 Jet 유동이 흐르는 관 자체

Table 4. Frequency calculation error due to 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%

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

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

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

의 공진주파수를 계산하였기 때문에 Eq. 2의 결과보다 실제 실험결과와 유사한 결과가 계산되는 것을 확인할 수 있었다. 그러나 실제 실험에서는 Jet 유동이 Swirl 유동과 혼합되므로 COMSOL Multiphysics 해석에서도 완전히 일치하는 결과가 계산되지는 않았다.

3.1.2. Jet 유량 변화에 따른 ITF

Replaceable feed line의 길이를 300 mm로 일정하게 유지시킨 상태에서 Jet의 유량을 39, 55.2, 67.6, 78.1 slpm으로 변경해감에 따라 ITF를 측정하였고, 그 결과는 아래 Fig. 5와 같다.

Fig. 5를 통해 확인할 수 있듯이, Feed line의 길이가 일정하기 때문에 ITF의 peak가 발생하는 주파수 역시 일정한 것을 확인할 수 있다. 그러나 유량 변화에 따라 ITF의 크기에 차이가 발생하는 것을 볼 수 있다. 즉, 39 slpm에서 Jet 유량이 증가함에 따라 처음에는 Gain이 감소하였으나 그 이후 Gain이 증가하는 것을 확인할 수 있었다. 이를 좀 더 자세히 살펴보기 위하여 Replaceable feed line의 길이를 400 mm로 유지한 채 Jet 유량을 39 slpm부터 80 slpm까지 1

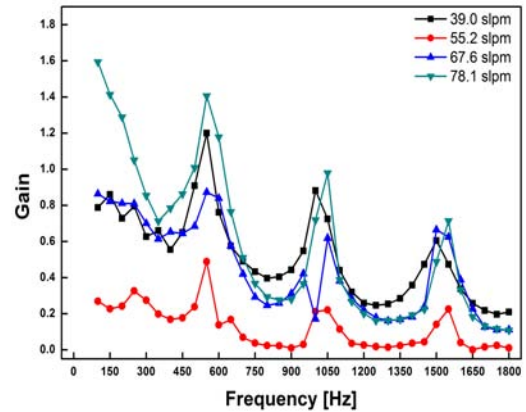


Fig. 5 ITF with varying the jet flow rate with jet excitation at L = 300 mm

slpm 간격으로 변경하면서 450 Hz와 800 Hz에서의 Gain을 측정하였고, 그 결과는 아래 Fig. 6과 같다.

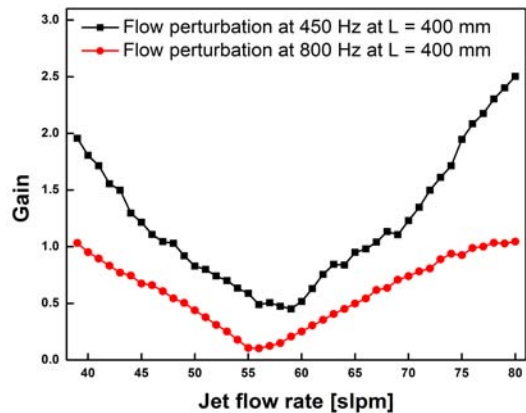


Fig. 6 ITF with varying the jet flow rate at 450, 800 Hz and L = 400 mm

위의 Fig. 6과 같이 Jet flow rate가 증가함에 따라 약 56 slpm까지는 ITF의 크기가 감소하나 그 이후부터는 증가하는 것을 확인할 수 있었다. 이는 Jet와 Swirl의 상호작용에 있어서 두 유동의 속도 차에 의한 간섭의 영향이 변화하기 때문인 것으로 판단된다. 실제로 약 56 slpm에서는 Jet 유동과 Swirl 유동의 속도가 같음을 확인할 수 있었다. 즉, Jet 가진에 있어서 Jet와 Swirl

유동의 속도차가 클수록 연소기 내부의 섭동이 증가하는 것을 확인할 수 있었다.

3.2 Swirl 가진에 따른 인젝터 동특성

3.2.1. Feed line 길이 변화에 따른 ITF

Jet 유동을 가진할 때와 마찬가지로 Swirl 유동에 가진을 주었을 때, Feed line의 길이를 변화시켜감에 따라 ITF를 측정하였고, 그 결과는 다음과 같다. 이때, Jet의 Feed line 길이는 82 mm로 일정하게 유지하였다. 또한, Jet의 유동은 78.1 slpm으로 일정하게 유지하였다.

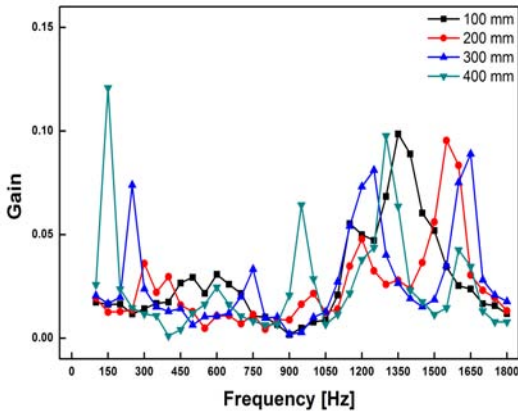


Fig. 7 ITF with varying the feed line length with swirl excitation

위의 그림을 통해 확인할 수 있듯이, Feed line의 길이 변화에 따라 ITF의 peak가 발생하는 주파수가 변하는 것을 확인할 수 있었다. Jet 유동은 일직선 관을 지나 분출되나 Swirl 유동은 복잡한 형상 내부를 지나 분출되므로 peak가 발생하는 원인 분석을 위하여 형상 전체의 공진주파수를 COMSOL Multiphysics를 통해 계산해보았고, 그 결과는 아래와 같다.

위의 결과를 통해 Swirl 유동이 흐르는 공간의 공진주파수에 해당하는 주파수에서 ITF의 peak가 발생하는 것을 확인할 수 있었다. 모든 Replaceable feed line의 길이에 따라 계산 오차를 계산하면 Table 6과 같다.

Table 5. Resonance frequencies [Hz] at 400 mm of 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%	

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

Table 6. Frequency calculation error due to replaceable feed line length variation*

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

*During swirl excitation

Swirl 유동에 가진을 주었을 때, ITF의 peak 역시 Swirl 유동이 Jet 유동과 섞이기 때문에 Swirl 유동만이 흐르는 공간의 공진주파수를 계산한 결과와 실제 실험에서 ITF의 peak가 발생하는 주파수에 약간의 차이가 발생하는 것을 확인할 수 있었다.

3.2.2. Jet 유량 변화에 따른 ITF

Jet 유동을 가진할 때와 마찬가지로 Swirl 유동에 가진을 주면서, Jet의 유량을 변화시켜감에 따라 ITF를 측정하였고, 그 결과는 Fig. 8과 같다.

Jet 유동이 증가함에 따라 ITF의 크기가 작아지는 것을 확인할 수 있었다. 이는 후단의 Hot wire anemometer가 인젝터 중심축 위치하기 때문에 Jet의 속도를 측정하기 때문이다. Jet 유동이 증가하게 되면, 가진이 있는 Swirl이 Jet에 미치는 영향이 적어진다. 즉, Jet의 유동이 증가하게 되면, 출구단에서 단위 유량당 가진 에너지가 감소하기 때문에 ITF의 크기가 감소하는 것이다.

Jet 가진의 경우 중심축의 가진이 주위 Swirl 유동으로 전파되는데, 이와 반대로 Swirl 가진의

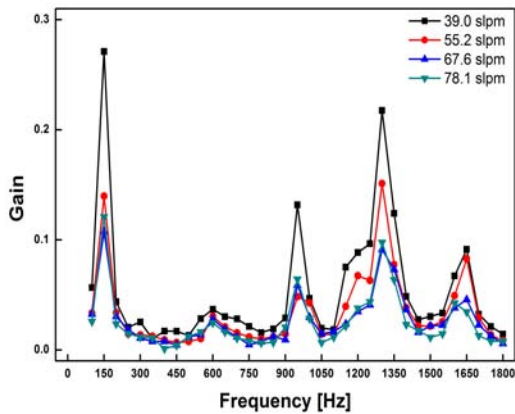


Fig. 8 ITF with varying the jet flow rate with swirl excitation at L = 400 mm

경우 초기에는 가진이 없는 중심축 유동이 Swirl의 영향에 의해 가진이 발생한다. 이처럼 가진의 위치에 따라 전파 방향이 달라지며, 이러한 이유로 인하여 Jet와 Swirl의 유동차에 의한 ITF의 경향의 차이가 발생한 것으로 판단된다.

4. 결론

본 연구에서는 기체-기체 동축형 스월-제트 인젝터의 동특성 및 혼합특성에 대한 연구를 진행하였다. 인젝터의 동특성을 파악하기 위해서 스피커를 통해 Jet 또는 Swirl의 유동에 가진을 가함으로써 Injector transfer function (ITF)을 측정하였다.

우선, 인젝터로 유동을 공급하는 Feed system의 길이를 변화시켜감에 따라 ITF를 측정하였다. Jet 유동에 가진을 가할 때, Feed system의 길이가 증가함에 따라 ITF의 peak가 발생하는 주파수가 감소하는 것을 확인할 수 있었다. 이에 대한 원인을 분석하기 위하여 Jet 유동이 흐르는 공간의 공진주파수를 계산하였고, 그 결과 해당 공진주파수에서 ITF의 peak가 발생하는 것을 확인할 수 있었다. Swirl 유동에 가진을 가할 때 역시 Feed system의 길이가 변화함에 따라 ITF의 peak가 발생하는 주파수에 변화가 발생하는

것을 확인할 수 있었다. Swirl 유동은 Jet 유동과는 달리 인젝터 내부의 복잡한 구조를 지나 분출되므로 이에 대한 공진주파수 계산은 COMSOL Multiphysics을 이용하여 계산하였고, 그 결과 해당 주파수 근처에서 ITF의 peak이 발생하는 것을 확인할 수 있었다. 따라서 ITF의 peak는 가진이 발생한 유동이 흐르는 내부 형상의 공진주파수에서 발생하는 것을 확인할 수 있었다.

또한, Jet 유량을 변화시켜감에 따라 ITF를 측정하였다. Jet 유동에 가진을 가할 때, Jet 유량을 변화시키게 되면, 초기에는 ITF의 크기가 감소하다가 약 56 slpm 이후부터 ITF의 크기가 증가하는 것을 확인할 수 있었다. Jet 유량이 약 56 slpm일 때, Jet와 Swirl의 유속이 같아지게 되므로 Jet와 Swirl의 유속차가 클수록 ITF의 크기가 커지는 것을 확인할 수 있었다. 그러나 Swirl 유동에 가진을 준다면, Jet 유량이 증가함에 따라 ITF의 크기가 감소하는 것을 확인할 수 있었다. 즉, 섭동이 발생한 Swirl의 유량은 일정함에도 불구하고 섭동이 없는 Jet의 유량이 증가함에 따라 출구단에서 단위 유량당 가진에너지가 감소하기 때문에 ITF의 크기가 감소하게 된다. 출구단의 속도 섭동은 인젝터 중심축에서 측정되었기 때문에 가진 위치에 따라 Jet 유동과 Swirl 유동의 역할이 달라지게 되어 이러한 차이가 발생한 것으로 판단된다.

본 연구에서는 기체-기체 동축형 스월-인젝터 전단에서 섭동이 발생하였을 때, 인젝터 후단인 연소실 내부에 섭동이 전파되는 경향을 파악하였다. Feed system의 공진주파수에서 ITF의 peak이 발생하였으며, Jet와 Swirl 유동의 혼합 과정에서 발생하는 상호작용으로 인하여 일정한 경향성을 갖는 것을 파악하였다. 따라서 본 연구는 추후 Full flow staged combustion cycle에 사용되는 기체-기체 인젝터의 설계에 있어서 인젝터의 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)

참 고 문 헌

1. Kang, S.J. and Chang, Y.K., "Feasibility Study of Moon Exploration Satellite Launch Using Korea Space Launch Vehicle," *The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Conference Magazine*, pp. 1097-1100, 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, 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, pp. 3-26, 2005.
5. Goertz, Christoph, "A modular method for the analysis of liquid rocket engine cycles." *31st Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 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*, pp. 3946-3953, 2005.
7. Bazarov, V.G., and Yang, V., "Liquid-propellant rocket engine injector dynamics," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 14, 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, pp. 3715-3718, 2001.
9. Som, S., Longman, D. E., Ramirez, A. I., and Aggarwal, S. K., "A comparison of injector flow and spray characteristics of biodiesel with petrodiesel," *Fuel*, Vol. 89, 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*, pp. 3318-3330, 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*, pp. 2757-2765, 1999.
12. Marshall, W., Pal, S., Woodward, R., and Santoro, R., "Benchmark wall heat flux data for a GO₂/GH₂ single element combustor," *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, pp. 3572-3584, 2005.