70 Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers
Vol. 23, No. 4, pp. 70-80, 2019

Research Paper DOI: http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2019.23.4.070

기체메탄/기체산소 추진제를 이용한 동축 와류형 분사기에서의 예비 연소실험

황동현[a] · 박수진[a] · 안규복[a,*]

Preliminary Combustion Tests in Bi-Swirl Coaxial Injectors Using Gaseous Methane/Gaseous Oxygen Propellants

Donghyun Hwang[a] · Sujin Bak[a] · Kyubok Ahn[a,*]
[a]*School of Mechanical Engineering, Chungbuk National University, Korea*
[*]*Corresponding author. E-mail: kbahn@cbnu.ac.kr*

ABSTRACT

Combustion tests using six bi-swirl coaxial injectors with different shapes and recess lengths were performed in a model combustion chamber capable of flame visualization. By utilizing gaseous methane and gaseous oxygen instead of actual propellants, the effects of injector design and experimental conditions on the flame structure and combustion stability were analyzed. It was found that not only the experimental conditions but also the injector geometry such as the recess length and orifice diameter had a considerable influence on the combustion stability. In addition, it was confirmed that the heat release pattern changed with the occurrence of combustion instability.

초 록

화염 가시화가 가능한 모델 연소실에서 형상과 리세스 길이가 다른 6종의 동축 와류형 분사기를 이용한 연소실험을 수행하였다. 실제 추진제 대신 기체메탄과 기체산소를 사용하여, 분사기 설계와 실험조건이 화염구조와 연소 안정성에 미치는 영향을 분석하였다. 실험조건뿐 아니라 리세스 길이 및 오리피스 직경과 같은 분사기 형상은 연소 안정성에 큰 영향을 미치는 것을 알 수 있었다. 또한 연소불안정의 발생에 따라 열방출 패턴의 형상이 달라지는 것이 확인할 수 있었다.

Key Words: Bi-Swirl Coaxial Injector(동축 와류형 분사기), Combustion Instability(연소불안정), Flame Structure(화염구조), Recess Length(리세스 길이)

Nomenclature

D_i : inner orifice diameter
D_o : outer orifice diameter

Received 13 April 2019 / Revised 5 June 2019 / Accepted 11 June 2019
Copyright Ⓒ The Korean Society of Propulsion Engineers
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License(http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

SI : bi-swirl coaxial injector
d_i : inner tangential hole diameter
d_o : outer tangential hole diameter
L_R : recess length
n_i : number of inner tangential holes
n_o : number of outer tangential holes
$(O/F)_m$: momentum flux ratio
Re_F : Reynolds number of methane
Re_O : Reynolds number of oxygen
u_F : methane velocity in the outer orifice
u_O : oxygen velocity in the inner orifice

1. 서 론

액체 추진제를 사용하는 연소장치에서 분사기는 엔진 성능 및 안정성에 상당한 영향을 미친다[1,2]. 액체로켓엔진에 사용되는 분사기는 크게 충돌형, 전단형, 핀틀형, 그리고 와류형 등으로 분류된다. 와류형 분사기는 균일한 액적 크기/분포, 그리고 혼합 측면에서 우수한 것으로 알려져 있다[3,4]. 동축 와류형 분사기는 와류형 분사기 2개가 동축으로 결합된 형태로써, 연료와 산화제가 각 와류형 분사기의 접선홀을 통해 선회하여 연소실로 공급된다[5]. 이러한 분사기는 RD-107, RD-0110 등 케로신 연료를 사용하는 러시아 엔진에 주로 적용되어져 왔다.

하지만 동축 와류형 분사기를 장착한 국내외 엔진 개발 시 연소불안정 사례가 종종 보고되었다. 액체로켓엔진에서 연소불안정은 추진제 분사, 미립화, 기화, 혼합, 그리고 연소실 내 화학적 반응과 같은 복잡한 과정의 결과로 나타나게 된다[6]. 연소불안정이 발생하게 되면, 추진제 공급유량 및 추력 불균일성에 의한 연소성능 저하와 심각할 경우 엔진 결함 및 파괴의 원인이 될 수 있다[7]. 따라서 연소불안정의 정확한 원인 파악을 위해, 다양한 형상의 동축 와류형 분사기를 이용한 연구들이 지속적으로 수행되고 있다.

동축 와류형 분사기에 대한 연구는 크게 분무특성과 연소특성에 대해 수행되었다. 분사기 형상에 따라 유량계수, 분사각, 액막두께, 액적 크기, 혼합과 같은 분무특성들이 변하게 되며, 이는 다시 연소 안정성에 상당한 영향을 주는 것으로 알려져 있다[8-12]. 특히 분사기 리세스 길이 변화에 따른 분무 연구들이 많이 보고되었다[3,13]. 이는 연소시험에서도 중요한 변수로 알려져 있고, 이에 많은 연구자들이 리세스 길이에 따른 연소특성 변화를 연구하였다. Ahn 등[14]은 케로신과 액체산소를 이용하는 연소기에서 동축 와류형 분사기의 리세스 길이를 변경시켜가며 연소시험을 수행하여, 리세스 길이의 증가가 연소특성속도와 같은 연소성능을 향상시킴을 확인하였다. 반면 Seo 등[15]은 리세스 길이의 증가가 압력섭동의 크기를 증가시킴을 실험적으로 보여주었다.

위와 같이 동축 와류형 분사기를 장착한 연소장치에서의 연소불안정 특성을 이해하기 위한 연구들은 상당히 진행되었으나, 실제 추진제를 이용하는 연소장치에서는 고압과 고온 조건으로 인하여 화염의 현상을 측정하기가 어려웠다. 본 연구의 목표는 과거 실제 추진제를 이용한 연소시험에서 1,000 Hz 근처의 종방향 연소불안정이 발생하였던 연소기용 분사기와 가스발생기용 분사기를 이용하여, 분사기 형상이 화염구조와 압력섭동에 미치는 영향을 살펴보는 것이다. 메탄은 케로신과 마찬가지로 탄화수소 연료이며 최근 재사용 발사체의 연료로 큰 관심을 받고 있기 때문에, 기존 케로신-액체산소 연소시험 조건과 동일한 체적유량을 갖는 모사 기체메탄과 기체산소를 사용하여 상압 연소실험을 수행하였다. 실제 실험결과에서는 몇 가지 문제 때문에 1,000 Hz보다 낮은 대역에서 종방향 모드가 형성되었지만, 화염구조와 연소불안정 사이의 관계 그리고 분사기 형상과 실험조건이 연소 안정성에 미치는 영향을 확인할 수 있었다.

2. 실험장치 및 조건

2.1 모델 연소실 및 동축 와류형 분사기

본 연구에 사용된 모델 연소실의 사진을 Fig. 1에 나타내었다. 연소실은 90 × 90 mm 크기의

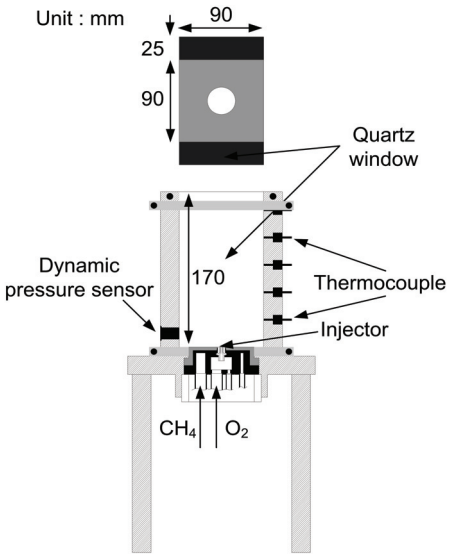

Fig. 1 Schematic of the model combustor.

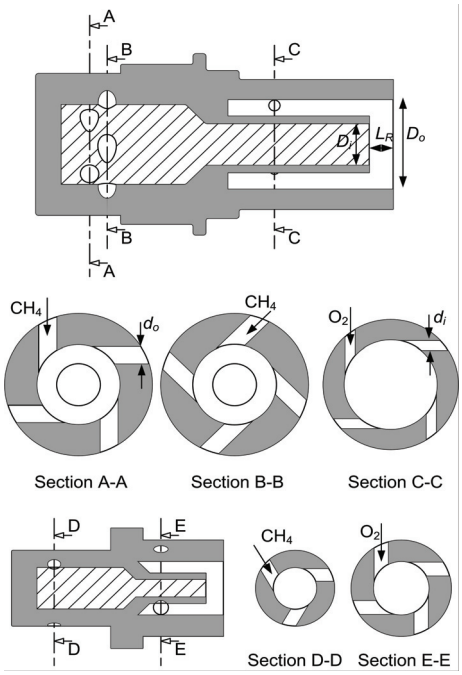

Fig. 2 Schematic of the bi-swirl coaxial injectors (from top to bottom : SI#1, SI#2).

내부 사각단면을 갖으며 길이는 170 mm로, 상압 연소시험만을 위해 노즐이 없는 형태로 제작되었다. 화염 가시화를 위해 25 mm 두께의 석영창을 연소실 전면과 후면에 고정하였다. 또한 연소실 내 온도 측정을 위해 K형 열전대를 30 mm 간격으로 5개, 압력섭동 측정을 위해 동압 센서(PCB Piezotronics, 123A21)를 분사기 평면으로부터 15 mm 하류 방향 벽면에 설치하였다.

Table 1. Dimensions of the bi-swirl coaxial injectors.

	SI#1	SI#2
n_i	8	3
n_o	4	4
d_i [mm]	1.48	1.10
d_o [mm]	0.86	1.20
D_i [mm]	3.50	1.50
D_o [mm]	7.50	4.50
L_R [mm]	0.0, 3.6, 6.0	0.0, 2.6, 5.0

연소실 하단의 분사기 치구를 통해 기체메탄과 기체산소는 분사기에 각각 주입되며, 초킹 오리피스와 레귤레이터를 이용하여 유량을 조절하였다. 각 기체 라인의 초킹 오리피스 전단에는 압력센서와 온도센서가 설치되어 실시간으로 유량을 보정하였다. 압력, 온도, 압력섭동 신호는 10 kHz의 샘플링 속도로 NI-cDAQ를 통해 계측되었다.

Fig. 2는 본 연구에 사용된 동축 와류형 분사기 단면의 개략도를 나타낸다. 과거 위쪽 분사기는 케로신-액체산소 연소기용으로, 아래쪽 분사기는 케로신-액체산소 가스발생기용으로 제작되었던 분사기들이다. 두 분사기 모두 실제 추진제를 사용한 연소시험에서 1,000 Hz 근처의 종방향 연소불안정이 발생하여[16], 실물형 연소기와 엔진 시스템에는 적용되지 않았다. 본 연구는 분사기 용도에 상관없이 다양한 실험조건을 적용하여 비교하는 것을 목적으로 하였으므로, 편의상 각 분사기를 SI#1, SI#2로 정의하였다. 두 분사기 모두 바깥쪽은 열림형(open type), 안쪽은 닫힘형(closed-type) 와류형 분사기를 갖는다. 기체메탄은 바깥쪽 분사기의 접선홀을 통해, 기체산소는 안쪽 분사기의 접선홀을 통해 주입되어 선회하며 연소실로 공급된다. 자세한 분사기의 형상을 Table 1에 정리하였다. 여기서 d는 접선홀 내경, D는 출구 오리피스 내경, n은 접선홀 개수를 나타내며, 하첨자 i와 o는 각각 안쪽, 바깥쪽 분사기를

Table 2. Experimental conditions: exit velocity, Reynolds number, and momentum flux ratio.

	SI#1		SI#2	
Test condition	TC	GG	TC	GG
u_O [m/s]	11.96 ~ 17.94	2.06 ~ 3.09	65.10 ~ 97.65	11.21 ~ 16.82
u_F [m/s]	0.79 ~ 2.75	1.18 ~ 4.13	2.19 ~ 7.65	3.28 ~ 11.48
Re_O [$\times 10^3$]	2.94 ~ 4.41	0.50 ~ 0.76	6.85 ~ 10.28	1.18 ~ 1.77
Re_F [$\times 10^3$]	0.20 ~ 0.71	0.31 ~ 1.07	0.42 ~ 1.48	0.64 ~ 2.22
$(O/F)_m$	84.58 ~ 460.46	1.11 ~ 6.06	324.90 ~ 1768.92	4.28 ~ 23.30

정의한다. 리세스 길이(L_R)는 실제 액체 추진제 사용 시 내부혼합(internal mixing), 팁혼합(tip mixing), 외부혼합(external mixing) 특성을 갖도록, 각 분사기마다 3가지 형태로 설계되었다.

2.2 실험조건

케로신-액체산소 연소기 및 가스발생기 연소시험 조건과 동일한 분사기당 체적유량을 기체메탄-기체산소에 적용하여 설계점(DP) 조건을 설정하였다. 즉, 기체메탄-기체산소의 질량유량은 실제 추진제와 모사 추진제의 밀도비만큼 감소하여 공급되었다. 상압 연소조건과 모사 추진제로는 실제 분사기의 설계조건을 완벽히 모사할 수 없기 때문에, 본 실험에서는 유속의 상사성만을 유지하였다. Fig. 3(a)와 (b)는 각각 연소기(TC)와 가스발생기(GG) 분사기를 위해 계산된 실험조건이다. 설계점에서의 기체산소 유량과 당량비 기준으로, 기체산소 유량은 20%, 당량비는 20%, 40% 증가 또는 감소시켜 탈설계점 조건들을 선정하였다. 앞에서 언급하였듯이 각 분사기들은 사용 목적과 관계없이 모든 조건에서 연소실험이 수행되었다.

액체로켓엔진 분사기에서 추진제의 속도, 레이놀즈 수, 모멘텀 플럭스 비 등은 추진제 유량 및 분사기 설계에 따라 달라지며 연소안정성에 영향을 준다고 알려져 있다. Fig. 3에서의 실험조건을 바탕으로 각 분사기에서의 축방향 속도(u), 레이놀즈 수, 모멘텀 플럭스 비($(O/F)_m$)를 계산하여 Table 2에 정리하였다. 여기서 O는 산화제(기체산소), F는 연료(기체메탄)을 의미한다. 와류형 분사기에서 액체 추진제는 액막 형태로 존재하지만, 본 연구에서는 모사 기체를 사용하였기 때문에 축방향 속도는 체적유량을 각 분사기 단면적으로 나누어 계산하였다. 또한 연소실험이 상압 조건에서 수행되었기 때문에, 분사기에서 기체의 밀도는 초킹 오리피스 전단의 온도와 대기압을 기준으로 구하였다.

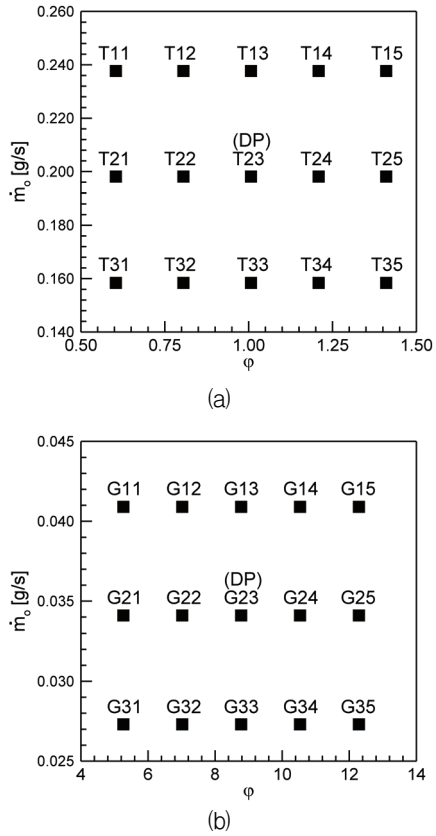

Fig. 3 Experimental conditions: (a) thrust chamber and (b) gas generator.

3. 실험결과

3.1 화염구조 변화

Fig. 4는 T23 조건에서 SI#1 분사기들의 CH* 자발광(chemiluminescence) 결과들이며, Fig. 5는 동일 조건에서 캠코더로 측정된 직접 사진들이다. 자발광 이미지는 431.5 ± 5 nm의 대역 필터가 설치된 ICCD 카메라(노출시간 2 ms)에 의해 30장씩 촬영된 사진들을 평균한 후 정규화한 것이다. 리세스 길이가 0.0 mm인 경우, 자발광 이미지의 중간부분은 난류에 의해 복잡한 형태를 나타낸다. 이는 분사기의 리세스 길이가 0.0 mm일 때, 연료와 산화제가 외부혼합 특성을 갖기 때문이다. 이는 Fig. 5에 제시된 화염 사진을 통해 확인할 수 있다. 노란색 화염은 파란색 화염을 둘러싸며, 총 4개가 관측된다. 이는 SI#1 분사기에서 연료가 주입되는 바깥쪽 분사기의 접선홀 개수와 일치한다. 접선홀을 통해 연소실로 공급된 기체메탄이 산화제와 연소실 내에서 혼합되는데, 완전히 혼합되지 못한 반응물에 의해 연료과농 지역이 부분적으로 생성되는 것이다.

하지만 리세스 길이가 증가하면 연료와 산화제가 혼합되는 지점은 분사기 내부로 이동하게 된다. SI#1 리세스 길이 3.6 mm 분사기는 액체 추진제 사용 시 팁혼합이 되도록 설계되었다. 그러나 기체 연료 및 산화제를 사용하면 높은 확산률로 인해 이들은 빠르게 분사기 내부에서 혼합하게 된다. 따라서 모사 기체 연소실험에서는 팁혼합이 아닌 내부혼합에 근접한 특성을 갖게 되는 것으로 판단된다. 외부혼합에 의한 확산화염의 거동과는 다르게, 내부혼합은 상대적으로 연료와 산화제가 잘 혼합되고 균일한 열방출을 유도하여 노란색 화염이 관측되지 않는다. 마찬가지로 내부혼합을 갖는 리세스 길이 6.0 mm에서도 노란색 화염이 나타나지 않았다.

Fig. 6은 G23 조건에서 SI#1 분사기들의 CH* 자발광 평균 이미지이다. 외부혼합인 리세스 길

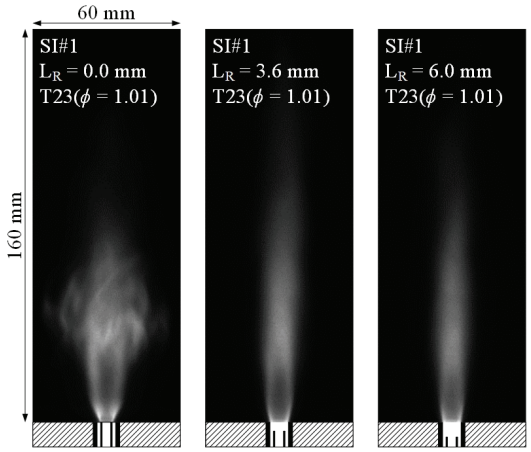

Fig. 4 CH* chemiluminscence images using SI#1 at the T23 condition according to L_R.

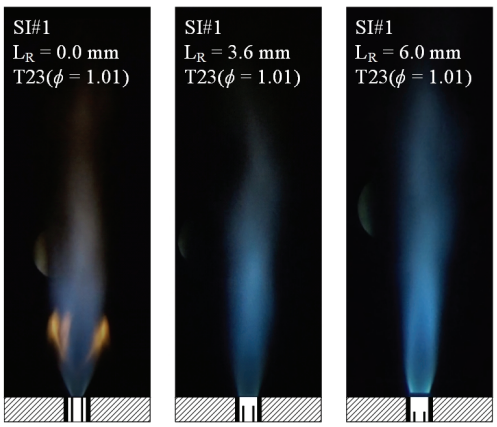

Fig. 5 Direct flame images corresponding to those in Fig. 4.

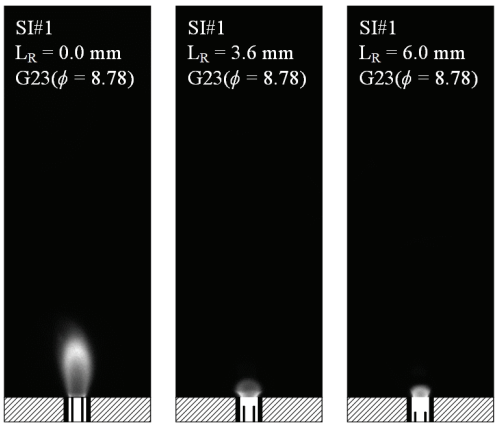

Fig. 6 CH* chemiluminscence images using SI#1 at the G23 condition according to L_R.

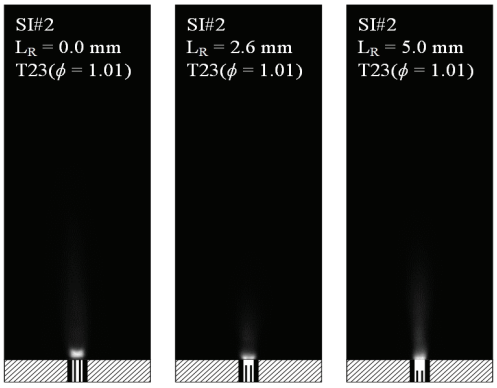

Fig. 7 CH* chemiluminscence images using SI#2 at the T23 condition according to L_R.

이 0.0 mm의 경우 강한 열방출이 화염의 하류 끝에 집중되어 있다. 하지만 리세스 길이가 길어짐에 따라 연료와 산화제가 분사기 내부에서 미리 혼합되어 열방출이 상류로 이동하여 분사기 끝단에 집중되는 것을 볼 수 있다. Fig. 4의 TC 조건에 비해 화염이 매우 짧아지는데, GG 조건은 연료과농 조건으로 산화제가 분사기 출구 근처에서 금방 소모되기 때문이다.

Fig. 7은 T23 조건에서 SI#2 분사기들의 CH* 자발광 결과들이다. SI#1의 실험결과와 달리, 혼합특성 변화에 따른 화염구조 변화가 뚜렷이 관측되지는 않는다. 분사기 출구 평면에 매우 강한

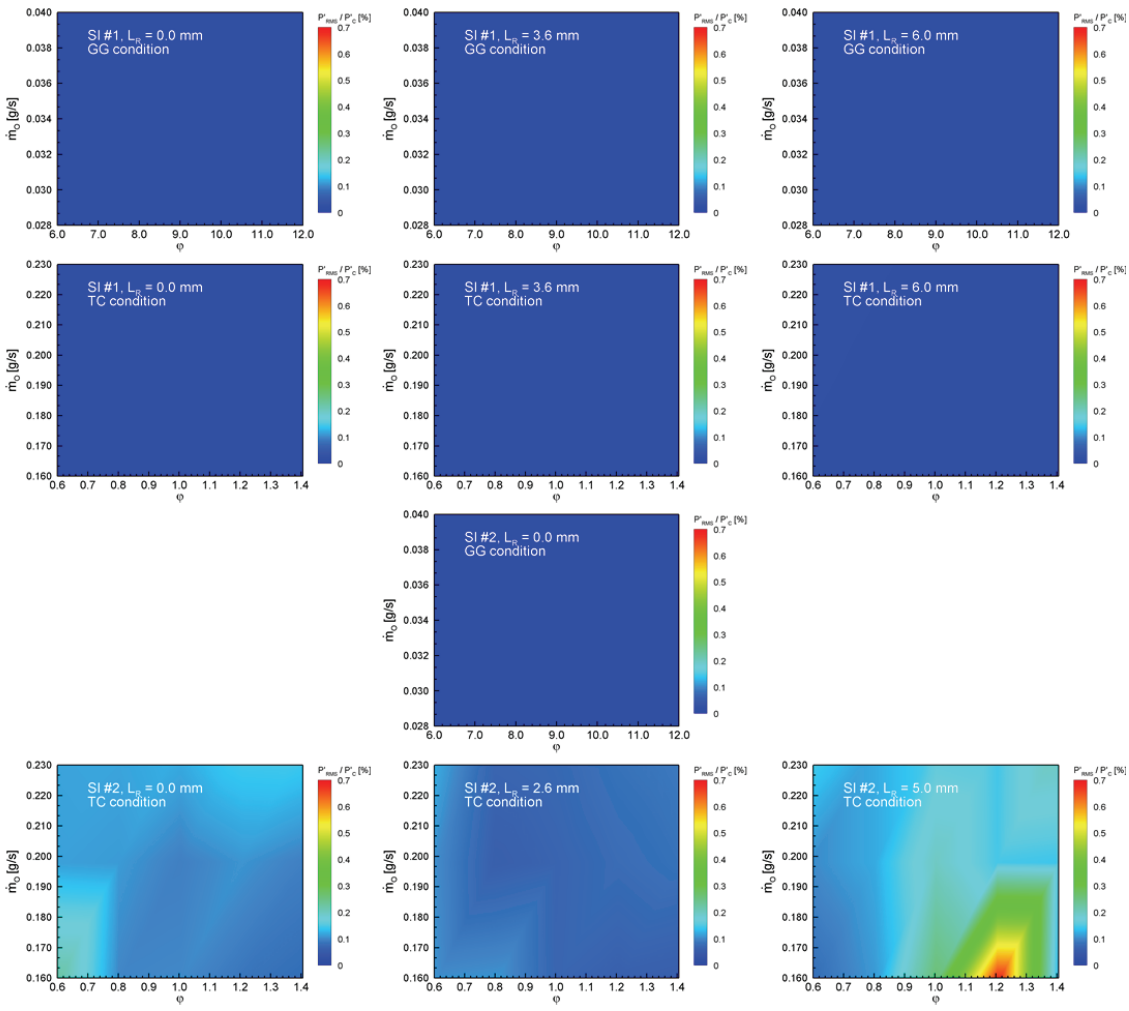

Fig. 8 Stability map as a function of equivalence ratio and oxidizer mass flow rate for all experimental conditions.

열방출이 나타나고, 하류방향으로 가면서 CH* 라디칼은 급격하게 줄어든다. SI#2 분사기들은 SI#1 분사기들에 비해 출구 오리피스의 크기가 작기 때문에, 동일한 유량조건에서 산화제의 출구속도는 5배 이상 증가하게 된다. 따라서 리세스 길이에 의한 혼합특성에 관계없이, 빠르게 소모된 연료에 의해 강한 반응지역이 분사기 출구 근처에 한정되는 것으로 판단된다.

GG 연소조건에서 SI#2 분사기들은 리세스 길이 0.0 mm와 2.6 mm의 일부 조건을 제외하고, 모두 화염이 꺼져버렸다. 이는 빠른 유속과 리세스 길이 증가에 따른 부분 예혼합 특성으로 인해 가연한계 범위를 벗어났기 때문으로 판단된다. 실제 추진제를 사용하는 가스발생기 연소시험에서는 관찰되지 않는 현상으로, 모사 기체 연소실험의 한계를 알 수 있었다. 따라서 이러한 기초연구는 분사기의 상대적인 안정성 평가와 화염구조 분석에 활용될 수 있을 뿐, 실제 추진제와 연소시험을 모사하지 않는 한 정량적인 평가가 될 수 없음을 인식할 필요가 있다.

3.2 실험조건 변화에 따른 연소 안정성

분사기 형상과 실험조건의 변화가 연소 안정성에 미치는 영향을 살펴보기 위해, 각 실험에서 측정된 압력섭동 데이터를 30 ~ 3,000 Hz로 필터링 한 후 RMS(root mean square) 값을 구하여 연소실 압력(대기압)의 백분율로 Fig. 8에 나타내었다. SI#1 분사기들의 경우 실험조건에 관계없이 매우 낮은 압력섭동을 보였으며, 모든 조건에서 압력섭동의 RMS 값은 대기압 대비 0.03% 미만이었다.

SI#2 분사기들의 경우 GG 조건에서는 화염이 흩날려버린 경우들을 제외하면 압력섭동의 RMS 값은 대기압 대비 0.03% 미만으로 안정한 연소를 보여주었다. 하지만 TC 조건에서는 전체적으로 5배 이상 압력섭동의 강도가 높았으며, 특히 리세스 길이 5.0 mm에서는 일부 영역에서 높은 불안정을 나타내었다.

보다 자세한 주파수 분석을 위해 필터링된 압력섭동의 PSD(power specral density)를 계산하였다. Fig. 9는 GG 영역 중 산화제 유량이 제일

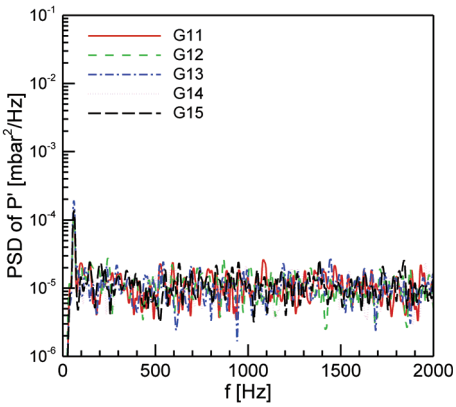

Fig. 9 Power spectral densities of the pressure fluctuations at the G1X conditions: (a) SI#1 with L_R = 0.0 mm and (b) SI#2 with L_R = 0.0 mm.

많은 G1X 조건에서 SI#1, SI#2 분사기들의 PSD 결과를 나타낸다. 필터링에 따른 DC 노이즈로 판단되는 60 Hz의 피크(peak)를 제외하면, PSD는 지배적인 피크 없이 모든 주파수 영역에서 매우 낮은 값을 보여준다. 산화제 유량이 적은 G2X, G3X에서도 거의 동일한 결과를 나타내었다. GG 조건은 TC 조건에 비해 연료 유량은 1.5배 정도 많지만, 산화제 유량이 1/5 이하로 연소실의 공진모드와 반응할 만큼 연소 강도가 크지 않는 것으로 생각된다.

Fig. 10은 TC 영역 중 T2X 조건에서 SI#1 분사기들의 PSD 결과이다. Fig. 9의 그림들과는 달리 500 ~ 600 Hz 대역에서 밴드 폭이 넓긴 하

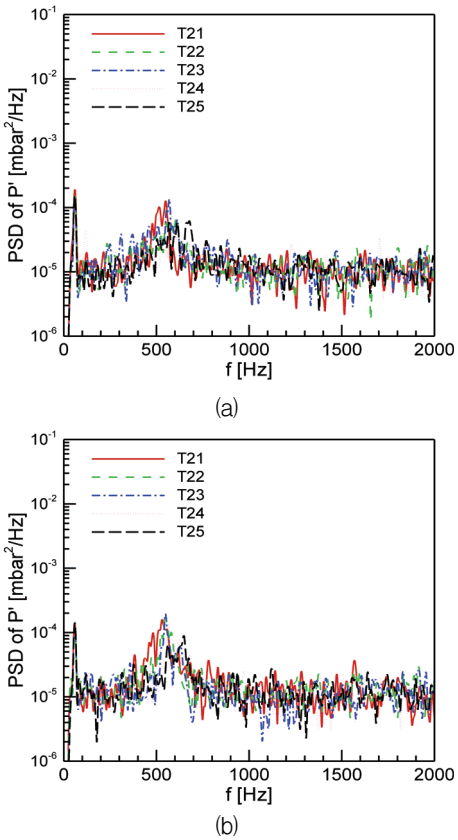

Fig. 10 Power spectral densities of the pressure fluctuations at the T2X conditions: (a) SI#1 with L_R = 0.0 mm and (b) SI#1 with L_R = 6.0 mm.

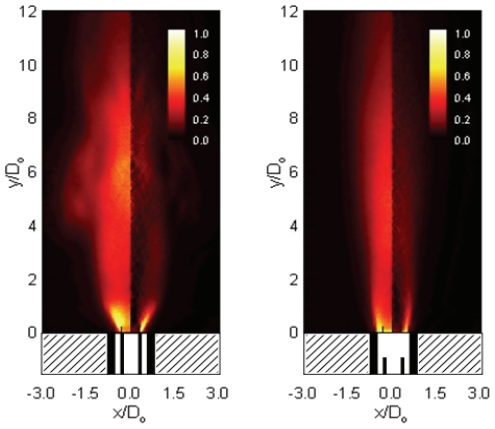

Fig. 11 Heat release patterns at the T23 using SI#1 with L_R = 0.0 mm (left) and L_R = 6.0 mm (right).

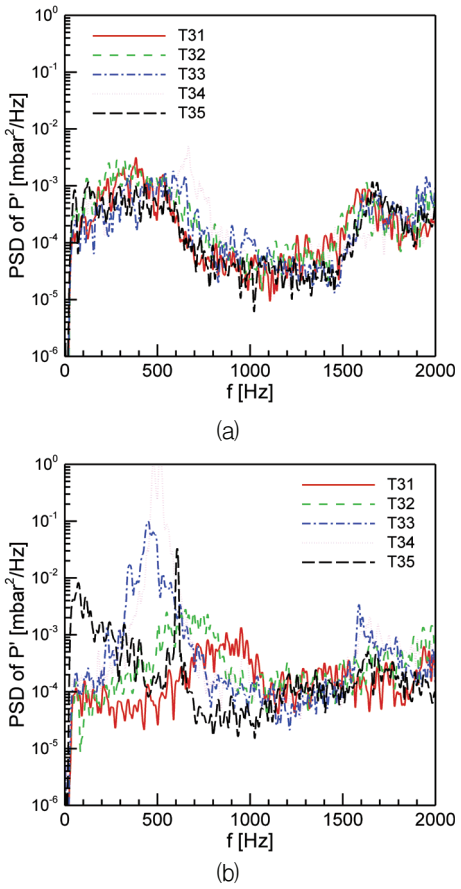

Fig. 12 Power spectral densities of the pressure fluctuations at the T3X conditions: (a) SI#2 with L_R = 0.0 mm and (b) SI#2 with L_R = 5.0 mm.

지만 지배적인 주파수가 발생하고 있다. 이는 측정된 온도를 기준으로 계산했을 때 대략적으로 연소길 길이의 1차 종방향 모드에 해당하는 값이다. GG 조건과 비교하여, TC 조건에서는 산화제의 유량이 5배 이상 증가하여 연소실 내 연소강도가 높아지게 된다. 또한 상대적으로 분사기 출구에서 산화제의 속도는 증가하며 연료의 속도는 감소하게 된다. 이는 Table 2에 제시된 바와 같이 증가된 모멘텀 플럭스 비를 유도하여 신장률(strain rate)을 증가시키게 되고, 결과적으로 동축 제트 화염의 연소 안정성을 감소시킨다[17]. 따라서 GG 조건에 나타나지 않았던 지배적인 주파수가 관측되는 것으로 생각된다. 하지만

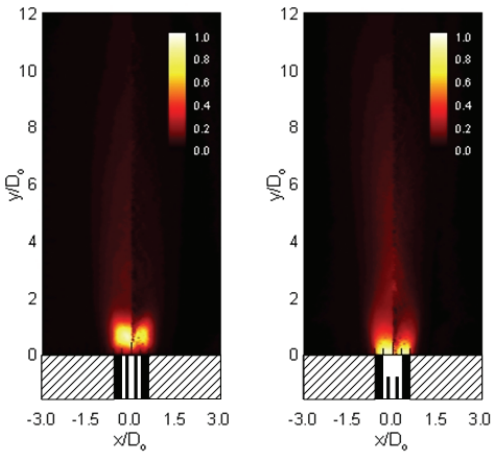

Fig. 13 Heat release patterns at the T33 using SI#2 with L_R = 0.0 mm (left) and L_R = 5.0 mm (right).

계산된 PSD 값의 크기는 60 Hz 대역의 노이즈 피크와 거의 비슷하며, 연소는 안정적임을 알 수 있다.

Fig. 11은 Fig. 10의 일부 조건에서 측정된 열방출 패턴을 나타낸다. 좌측 절반은 정규화된 이미지이며, 우측 절반은 아벨 변환된 이미지이다. GG 조건을 포함하여 압력섭동이 낮은 안정적인 연소에서는 아벨 변환된 이미지에서 공통점이 확인되었다. 상대적으로 강한 열방출을 나타내는 노란색 영역이 산화제와 연료 사이의 전단층에 안착된다는 점이다.

Fig. 12는 TC 영역 중 T3X 조건에서 SI#2 분사기들의 PSD 결과이다. 리세스 길이가 5.0 mm인 경우, 일부 낮은 유속 조건에서 최대 PSD가 동일 연소조건의 SI#1 분사기에 비해 1000배 이상 증가하였으며 대역폭이 좁은 날카로운 피크를 나타내었다. 이는 분사기 내부에서 연료와 산화제가 미리 만나는 부분 예혼합 화염과 낮은 유속으로 인해 열방출이 연소실의 압력 항노드(pressure antinode)인 분사기 근처에 더욱 집중되었기 때문으로 생각된다. 리세스 길이가 0.0 mm인 경우도, 동일 연소조건의 SI#1 분사기에 비해 최대 PSD가 10배 이상 증가하였다.

Fig. 13은 Fig. 12의 일부 조건에서 측정된 열방출 패턴을 나타낸다. 강한 열방출이 분사기 출구 끝단에 집중되어 있으며, 화염이 전단층에 안착된 것이 아니라 연료쪽 영역으로 치우쳐져 있다. 또한 리세스 길이 5.0 mm를 갖는 분사기의 T34 조건 등에서는 주기적으로 열방출 위치가 상하로 움직이는 현상이 관측되었다.

4. 결 론

다양한 형상의 동축 와류형 분사기를 이용하여, 넓은 연소조건에서 화염구조와 연소 안정성 특성을 살펴보았다. 본 연구를 통해 제시된 실험결과는 다음과 같이 요약된다.

1) 모사 추진제 유량이 적은 GG 조건에서는 분사기 종류와 상관없이 낮은 연소 강도로 인하여 연소실 내 음향모드와 반응하는 지배적인 주파수가 관찰되지 않는다.

2) TC 조건에서는 연소불안정 여부와 관계없이 내부혼합 분사기들이 외부혼합 분사기들에 비해 압력섭동의 최대 PSD 값이 증가하는 경향을 나타낸다. 또한 동일한 유량조건에서 SI#2 분사기들이 SI#1 분사기들에 비해 압력섭동의 강도가 높았다. 따라서 리세스 길이 및 오리피스 직경과 같은 분사기 형상은 연소 안정성에 큰 영향을 미친다.

3) 안정한 연소 영역에서는 강한 열방출이 산화제와 연료 사이의 전단층에 안착되지만, 압력섭동이 큰 경우 강한 열방출은 분사기 끝단에 집중되며 연료쪽으로 치우치는 경향을 나타낸다.

앞에서 살펴본 바와 같이 모사 기체를 이용하는 실험은 실제 추진제를 사용하는 연소시험을 완벽히 모사할 수는 없었다. 하지만 실제 연소기나 가스발생기 연소시험에서 관찰하기 힘든 화염구조를 측정하여 연소 안정성을 이해하는 데 도움을 줄 수는 있었다. 원래 목표는 1,000 Hz 근처의 종방향 연소불안정을 연구하고자 하였으나 연소실 너비가 크고 노즐이 없는 관계로, 연소실 바깥에서 외부 공기가 유입되어 연소실 내 온도는 단열화염온도 보다 훨씬 낮은 값을 나타내었다. 따라서 후속연구에서는 연소실 폭을 줄이고 연소실에 노즐을 설치하여 1,000 Hz의 종방향 공진모드에서 연소실험을 수행할 계획이다.

후 기

본 논문은 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단의 지원(NRF-2013R1A5A1073861, NRF-2017R1A1A1A05001237, NRF-2018M1A3A3A02065683)을 받아서 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

References

1. Lefebvre, A.H. and Mcdonell, V.G., *Atomization and Spray*, 2nd ed., CRC Press, Washington D.C., U.S.A., 1988.
2. Huzel, D.K. and Huang, D.H., *Modern Engineering for Design of Liquid-propellant Rocket Engines*, 2nd ed., AIAA, Washington D.C., U.S.A., 1992.
3. Kim, D., "Spray Characteristics of Swirl Coaxial Type Injectors for Liquid Rocket Engines," Ph. D. Dissertation, School of Mechanical and Aerospace Engineering, Seoul National University, Seoul, Korea, 2007.
4. Rahman, S.A., "Primary Atomization Study of a Swirl Coaxial Liquid Propellant Rocket Injector," Ph. D. Dissertation, The Pennsylvania State University, Department of Mechanical Engineering, University Park, P.A., U.S.A., 1997.
5. Ahn, K., Han, Y.M. and Choi, H.S., "Effects of Recess Length on Discharge Coefficients of Swirl Coaxial Injectors," *Combustion Science and Technology*, Vol. 184, No. 3, pp. 323-336, 2012.
6. Miller, K., Sisco, J., Nugent, N. and Anderson, W., "Combustion Instability with a Single-Element Swirl Injector," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 23, No. 5, pp. 1102-1112, 2007.
7. Bae, S.H., Hong, J.Y., Kim, H.D. and Kim, J.S., "Combustion Characteristics of Methane-Oxygen Diffusion Flame Formed by Swirl-Coaxial Injector," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 21, No. 2, pp. 1-8, 2017.
8. Bayvel, L.P. and Orzechowski, Z. *Liquid Atomization*, Taylor & Francis, New York, N.Y., U.S.A., 1993.
9. Bazarov, V.G. and Yang, V., "Liquid-Propellent Rocket Engine Injector Dynamics," *Journal of Propulsion and Power,* Vol. 14, No. 5, pp. 797-806, 1998.
11. Fu, Q.F., Yang, L.J. and Wang, X.D., "Theoretical and Experimental Study of the Dynamics of a Liquid Swirl Injector," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 26, No. 1, pp. 94-101, 2010.
12. Han, P.G., Seol, J., Hwang, S. and Yoon, Y. "The Spray Characteristics of Swirl Coaxial Injectors," *41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, N.V., U.S.A., AIAA 2003-0490, Jan. 2003.
13. Inamura, T., Tamura, H. and Sakamoto, H. "Characteristics of Liquid Film and Spray Injected from Swirl Coaxial Injector," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 19, No. 4, pp. 632-639. 2003.
14. Ahn, K., Han, Y.M., Seo, S. and Choi, H.S., "Effects of Injector Recess and Chamber Pressure on Combustion Characteristics of Liquid-Liquid Swirl Coaxial Injectors," *Combustion Science and Technology*, Vol. 183, No. 3, pp. 252-270, 2011.
15. Seo, S., Han, Y.M. and Choi, H.S., "Combustion Characteristics of Bi-Liquid Swirl Coaxial Injectors with Respect to a Recess," *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 53, No. 179, pp. 24-31. 2010.
16. Ahn, K. and Choi, H.S., "Combustion Dynamics of Swirl Coaxial Injectors in Fuel-Rich Combustion," *Journal of Propulsion*

and Power, Vol. 28, No. 6, pp. 1359-1367. 2012.

17. Choi, S., Kim, T.Y., Kim, H.K., Jeung, I.S., Koo, J. and Kwon, O.C., "Combustion Stability of Gaseous CH_4/O_2 and H_2/O_2 Coaxial Jet Flames in a Single-Element Combustor," *Energy*, Vol. 132, pp. 57-64, 2017.