

동축 와류형 분사기의 연소안정성에 대한 분사기 리세스 및 연소실 길이의 영향

박수진^a · 황동현^a · 안규복^{a,*} · 윤영빈^b

Effects of Injector Recess and Combustion Chamber Length on Combustion Stability of Swirl Coaxial Injectors

Sujin Bak^a · Donghyun Hwang^a · Kyubok Ahn^{a,*} · Youngbin Yoon^b

^aSchool of Mechanical Engineering, Chungbuk National University, Korea

^bDepartment of Aerospace Engineering, Seoul National University, Korea

*Corresponding author. E-mail: kbahn@cbnu.ac.kr

ABSTRACT

In this study, model combustion tests were conducted to investigate the combustion instability characteristics of swirl coaxial injectors for a liquid rocket engine. To examine the effects of the combustion chamber resonant frequency and the injector mixing conditions, pressure fluctuations in the combustion chamber were measured by changing the combustion chamber length, injector recess length, and propellant mixture ratio. From the test results, the variation in the pressure fluctuations for each experimental condition was confirmed and the combustion stability was evaluated by stability mapping. It was found that the longitudinal mode and Kelvin-Helmholtz instabilities occurred due to the change in the combustion chamber and recess lengths.

초 록

본 연구에서는 액체로켓엔진용 동축 와류형 분사기의 연소불안정 특성을 파악하기 위해 기체 추진제를 이용한 모델 연소실험을 수행하였다. 연소실 공진 주파수와 분사기 혼합조건의 영향을 알아보고자, 연소실 길이, 분사기, 리세스 길이, 추진제 혼합비를 변경하면서 연소실 압력섭동을 측정하였다. 실험 결과, 각 실험조건에 따른 압력섭동 변화를 확인하였으며 안정성 매핑을 통해 연소안정성을 평가하였다. 그리고 연소실 길이와 리세스 길이 변화에 따라 종방향 모드 및 켈빈-헬름홀츠 불안정이 발생함을 발견하였다.

Key Words: Combustion Instability(연소불안정), Kelvin-Helmholtz Instability(켈빈-헬름홀츠 불안정), Longitudinal Mode(종방향 모드), Recess Length(리세스 길이), Swirl Coaxial Injector(동축 와류형 분사기)

Nomenclature

f : frequency
 K : geometric constant of swirl injector
 L_c : combustion chamber length

Received 29 November 2019 / Revised 30 December 2019 / Accepted 8 January 2020

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

L_n : exhaust nozzle length
 L_R : recess length
 m : mass flow rate of propellant
 n_t : number of tangential holes
 O/F : oxidizer to fuel mixture ratio
 p' : pressure fluctuation
 R : length of swirl arm
 RR : recess ratio
 Re : reynolds number
 r_i : radius of discharge orifice
 r_p : radius of tangential holes
 St : strouhal number
 t : oxidizer post thickness
 u : velocity of propellant
 VR : velocity ratio
 ϕ : equivalence ratio

1. 서 론

고주파 연소불안정은 화염의 열방출 섭동이 연소실 공진모드에 음향학적으로 동조되는 현상으로, 압력섭동을 증폭시키고 과도한 열전달을 초래하여 엔진 성능 저하와 파손을 유발할 수 있다. 엔진 연소시험 중 고주파 연소불안정이 일어나면 개발 비용과 시간이 급격히 늘어나게 된다. 따라서 작동영역 내 연소불안정 발생이 없는 안정적인 연소기는 액체로켓엔진의 가장 중요한 요구조건 중 하나이다.

연소기 구성요소 중에서 분사기는 추진제 분사와 미립화뿐만 아니라 연소안정성에도 영향을 미친다. 따라서 연소기 개발 과정에서 분사기를 설계할 때 연소 동특성을 고려하게 된다[1,2]. 다양한 추진제 분사 방식 중에서 동축 와류형 분사기는 혼합 성능이 우수하며 액적 분포가 균일하다는 장점이 있어 국내 우주발사체를 포함하여 세계적으로 널리 적용되어 왔다[3-12].

동축 와류형 분사기의 실제적인 연소안정성을 검증하기 위해서는 실물형 연소기에서 안정성 평가시험(stability rating test)이 수행되어야 한다. 하지만 실추진제 시험은 많은 시간과 비용이

소요되기 때문에, 개발 초기 단계에서 모사조건을 이용한 상압 연소실험을 통해 분사기의 기초적인 안정성 데이터를 수집하는 방법이 이용되기도 한다. 이러한 방법은 모사 방법과 실험 규모 면에서 한계가 있지만, 다양한 연소조건에서 나타나는 단일 분사기의 연소 동특성과 경향성을 알아볼 수 있다[13-16]. 기체 추진제 상압 연소실험은 미립화와 기화 등 액체 추진제의 변수가 제거된 실험이기 때문에, 압력섭동을 발생시키는 주요 원인은 추진제 혼합으로 간주된다. 또한 상압 연소실험에서는 특정 주파수 대역에서 분사기의 안정성을 알아보기 위해 모델 연소실을 설계할 때 공진 주파수를 고려해야 한다. Lee 등[13]은 동축 와류형 분사기 개발 시제의 연소안정성을 평가하기 위해 실물형 연소기와 동일한 공진 주파수의 모델 연소실에서 기체 추진제 연소실험을 수행한 바 있다. 실험 결과, 리세스 길이가 증가할수록 분사기의 감쇠계수가 감소하며 불안정 강도가 증가하는 것을 확인하였다.

본 연구의 선행연구에서는 단일 동축 와류형 분사기의 화염구조와 연소 동특성에 대해 연구한 바 있다[17,18]. 개방형 연소실에서 수행한 연소실험을 통해 특정 리세스 길이에서 압력섭동이 증폭되고 연소실 종방향 공진 주파수에 해당하는 연소불안정이 발생함을 보였다. 이에 본 연구에서는 리세스 길이와 연소실 공진 주파수가 분사기의 연소 동특성에 미치는 영향을 보다 면밀하게 살펴보고자 공진 주파수를 변경시킬 수 있는 연소실험장치를 설계하였다. 그리고 연소실험을 통하여 다양한 조건에서 동축 와류형 분사기의 연소안정성을 평가하였다.

2. 실험장치 및 방법

2.1 동축 와류형 분사기

본 연구에 사용된 분사기의 형상을 Fig. 1에 도시하였다. 산화제는 안쪽 분사기에서 접선홀(tangential hole)을 지나 와류실(swirl chamber)을 통해 연소실로 분사되며, 연료는 바깥쪽 분사기의 접선홀을 통해 산화제 주위로 환형으로 분

사된다. 와류형 분사기의 분무형상은 Eq. 1과 같이 정의된 형상계수(K)에 영향을 받는다. K는 와류형 분사기 이론에 따라 분사기의 와류강도를 결정한다.

$$K = \frac{RRr_i}{n_i r_p^2} \quad (1)$$

리세스 길이는 안쪽 분사기 출구 오리피스와 바깥쪽 환형 오리피스 끝단 사이의 거리를 의미한다. 리세스 비(RR)는 Eq. 2와 같이 리세스 길이와 내부 오리피스 직경의 비로 정의된다. 실험에 사용된 분사기의 리세스 비는 0, 1.73, 3.33으로 제작되었다. RR = 0인 경우 추진제 외부혼합 조건으로, 연료와 산화제가 분사기 바깥에서 만

나 혼합된다. 액체 추진제일 때는 산화제가 바깥쪽 분사기 내벽에 충돌한 거리에 따라 내부혼합 여부가 결정되지만, 기체 추진제인 경우에는 RR > 1일 때 모두 내부혼합으로 간주하였다[17,18]. 분사기 형상정보는 Table 1에서 확인할 수 있다.

$$RR = \frac{L_R}{2r_i} \quad (2)$$

2.2 모델 연소실

단일 분사기 상압 연소실험을 위해 Fig. 2와 같은 모델 연소실을 제작하였다. 연소실 길이는 250 mm에서 550 mm까지 50 mm 간격으로 조절된다. 연소실 후단에는 차폐비(blockage ratio) 0.80인 노즐이 있어 음향 경계를 형성한다. 이에 따라 Eq. 3을 이용하여 종방향 공진 주파수를 계산할 수 있다. n는 조화모드, a는 연소실 내 음속을 의미하며, 음속을 계산할 때는 설계점(DP) 조건에서 NASA CEA 코드를 사용하였다. 또한

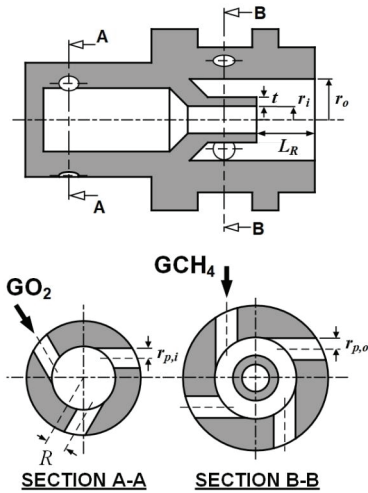


Fig. 1 Schematic of the swirl coaxial injector.

Table 1. Geometric parameters of the injectors.

	unit	inner (i)	outer (o)
n_i	ea	3	4
r	mm	0.75	2.25
R		1.10	1.60
r_p		0.55	0.60
K	-	0.91	2.50
t	mm	0.5	
L_R	mm	0, 2.60, 5.00	
RR	-	0, 1.73, 3.33	

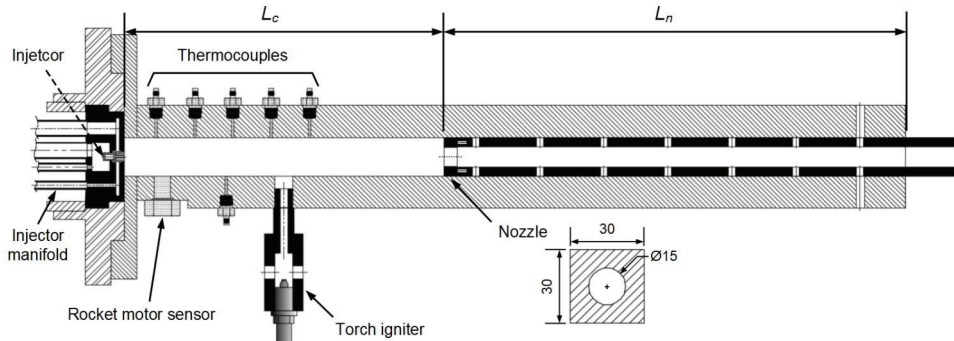


Fig. 2 Schematic of the model combustor (unit: mm).

연소실은 헬름홀츠 공진기(Helmholtz resonator)로써 공진을 일으킬 수 있기 때문에, Eq. 4를 이용하여 각 연소실 길이별 공진 주파수를 계산하였다. A 와 V 는 각각 연소실 단면적과 부피를 의미한다.

$$f_{nL} = \frac{na}{2L_c} \quad (3)$$

$$f_H = \frac{c}{2\pi} \sqrt{\frac{A}{VL_n}} \quad (4)$$

연소실 길이 조건에 따라 계산된 종방향 모드 및 헬름홀츠 공진 주파수를 Table 2에 제시하였다. 1차 종방향 모드 주파수(f_{1L})는 604~1,329 Hz로 고주파 연소불안정을 모사할 수 있는 반면, 헬름홀츠 공진 주파수(f_H)는 123~208 Hz 저주파 대역인 것이 특징이다.

2.3 실험조건 및 방법

본 연구에서는 액체산소/케로신 연소기의 작동조건을 모사하여 기체산소/기체메탄 조합으로 연소실험을 수행하였다. 기체산소/기체메탄이 각각 분사기당 액체산소/케로신 설계점(design point)

Table 2. Resonant frequencies with respect to the chamber length.

L_c [mm]	L_n [mm]	f_H [Hz]	f_{1L} [Hz]
550	50	208	604
500	100	159	665
450	150	138	739
400	200	127	831
350	250	122	950
300	300	121	1,108
250	350	123	1,329

유량조건과 동일한 체적유량으로 분사되도록 계산하였다[13]. 그리고 설계점의 산소 유량과 당량비를 기준으로 산소 유량은 20%, 혼합비(O/F)는 20%, 40%, 60%, 80% 증가/감소시켜 총 21개의 실험조건을 설정하였으며[17], 이를 Fig. 3과 Table 3에 제시하였다. 기체산소와 기체메탄은 각각 아래첨자 O 와 F 로 나타냈다. 산소/메탄 혼합비는 Eq. 5와 같이 당량비(equivalence ratio)로 나타냄으로써 $\phi = 1$ 을 기준으로 연료 희박조건과 과농조건을 비교하였다. 각 3가지 산화제 유량을 고정시킨 상태에서 연료 유량을 조절함으로써 당량비를 0.60에서 1.81까지 변화시켰다. 속도비(VR)는 u_O (산화제 속도)/ u_F (연료 속도)로 정의되었다.

$$\phi = \frac{(O/F)_{stoi.}}{(O/F)} \quad (5)$$

점화는 연소실 하단에서 125 mm 떨어진 연소실 벽에 장착된 기체산소/기체메탄 토치 점화기를 통해 이루어졌다. Fig. 4는 점화 시퀀스와 압력섭동 데이터를 도시한 것으로, 토치 점화가 이

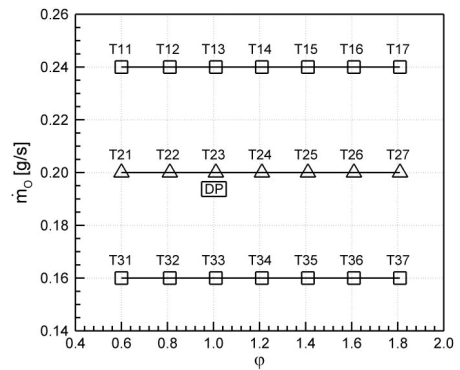


Fig. 3 Experimental conditions.

Table 3. Detailed experimental conditions.

Test no.	m_O [g/s]	m_F [g/s]	Re_O	Re_F	O/F	ϕ	VR
T11 ~ T17	0.238	0.036 ~ 0.108	10,281	612 ~ 1,837	6.60 ~ 2.20	0.60 ~ 1.81	20.59 ~ 6.86
T21 ~ T27	0.198	0.030 ~ 0.090	8,567	510 ~ 1,531			
T31 ~ T37	0.158	0.024 ~ 0.072	6,854	408 ~ 1,225			

루어지면 순간적으로 압력이 증가하고 바로 안정화되는 것을 확인할 수 있다. 점화기를 작동시킨 상태에서 분사기를 통해 기체산소를 먼저 공급하여 연소실 내부에 산화제 분위기를 만들어 주고, 이후 기체메탄을 공급하여 안정적으로 주점화가 이루어지도록 실험 시퀀스를 설계하였다.

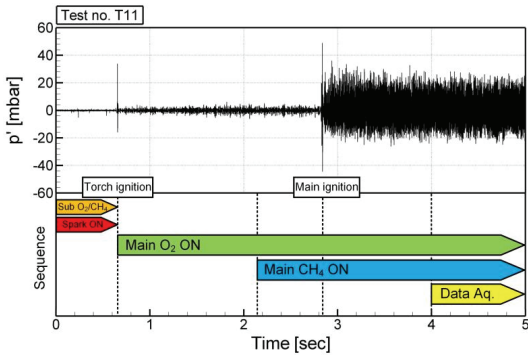


Fig. 4 Example of the test sequence.

주점화가 완료되면 토치 점화기를 종료한 후, 분사기에서 30 mm 상단에 위치한 로켓모터센서 (PCB Piezotronics, 123A21)를 통해 연소실 압력 섭동을 측정하였다. 반대편에 위치한 5개의 열전대는 연소실 내부의 온도를 측정하여 음속과 공진 주파수를 확인하는데 사용되었다. 그리고 실험 데이터는 cDAQ-9178(National Instrument)을 통해 저장되었다.

3. 실험결과 및 분석

3.1 연소안정성 매핑

연소실 압력섭동 신호는 RMS(root mean square) 값으로 정량화되었으며 이를 토대로 대기압 대비 RMS 값을 백분율로 계산하여 불안정 강도 (p'_{rms}/p_c)로 정의하였다. 그리고 Fig. 5와 같이 연

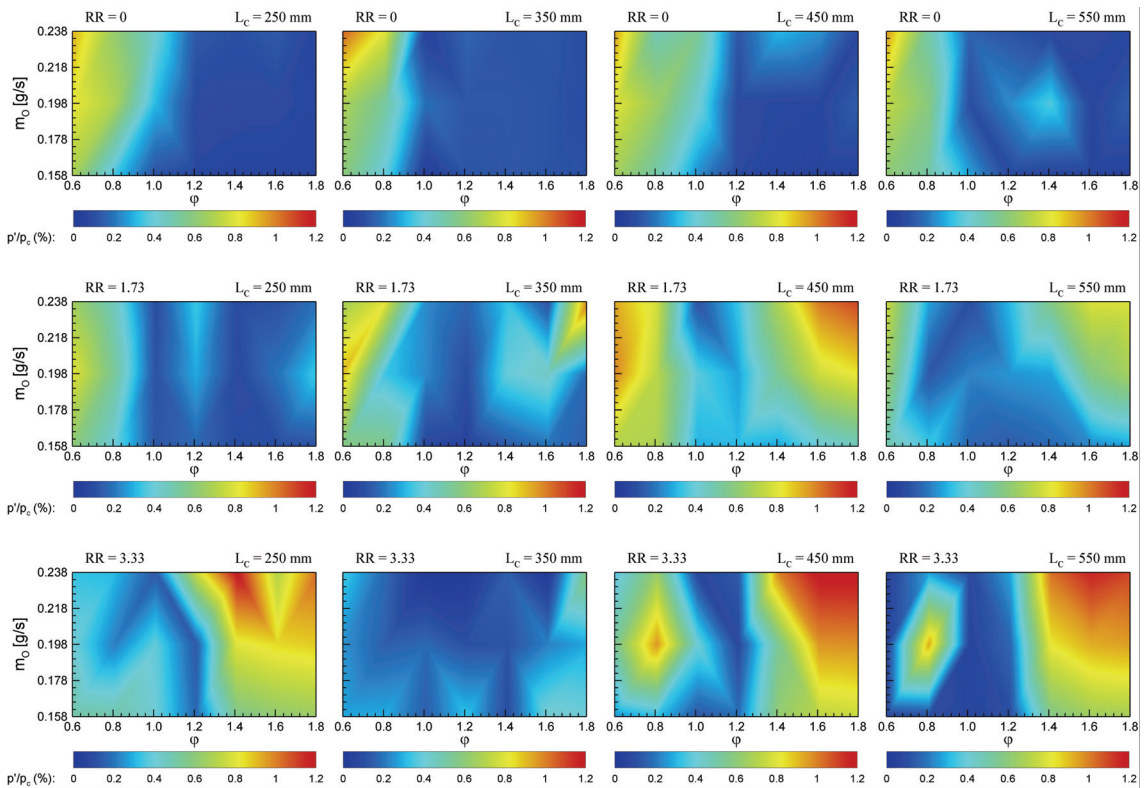


Fig. 5 Stability map of the injectors (from left to right: $L_c = 250$ mm, $L_c = 350$ mm, $L_c = 450$ mm, and $L_c = 550$ mm, from top to down: $RR = 0$, $RR = 1.73$, and $RR = 3.33$).

소안정성 매핑(stability mapping)을 통해 실험조건에 따른 불안정 강도를 나타냈다. Fig. 5의 각 안정성 맵은 Fig. 3에 나타낸 21개 실험조건에서 발생한 각각의 불안정 강도를 주변 값들과 보간 계산하여 나타낸 것이다. 압력섭동 측정 결과 불안정 강도 최대값은 1.2%로 확인되었기 때문에 최소 0에서 최대 1.2%까지 색상으로 표현하였다. 이를 통해 리세스 길이, 연소실 길이, 당량비, 추진제 유량 등 주어진 실험조건에 대한 불안정 영역을 확인할 수 있다[15,16].

먼저 외부혼합인 $RR = 0$ 의 경우 당량비 1.01 미만에서 불안정 강도 0.5% 이상의 불안정 영역이 형성된 것을 알 수 있다. 이러한 영역은 연소실 길이 변화에도 일정하게 유지되기 때문에, 연소실 공진 주파수에 영향을 받는 음향 연소불안정이 아닌 분사기 유동 및 혼합특성에 의한 불안정으로 판단된다. 이전 연구에서 확인한 바에 따르면, 이 조건은 당량비가 1.01 미만으로 연소 속도가 낮고 산화제 유속이 연료 유속에 비해 15배 이상 크기 때문에 소염한계에 가까운 불안정한 화염이 형성되는 것으로 보인다[17]. 당량비 1.01 이상으로 증가하면 불안정 강도가 낮아지며 안정한 연소를 보였다.

그러나 내부혼합의 경우 같은 연소조건에서도 불안정 영역이 변화한다. 당량비 1.01 미만에서는 RR 이 증가할수록 $RR = 0$ 인 경우보다 불안정 영역이 축소되는 반면에 당량비 1.41 이상에서는 새로운 불안정 영역이 형성되는 결과를 보인다. 또한 RR 이 1.73에서 3.33로 증가할 때 당량비 1.41 이상의 불안정 영역에서 압력섭동 강도가

대체로 상승하는 것을 알 수 있다. 외부혼합일 때는 화염이 연소실 유동에 의해 교란되며 혼합비가 불균일해진다[6]. 결과적으로 화염이 분사기에 정착되는 강도가 줄어들며 열방출 강도는 화염 초기 영역 주변에서 흩어지게 된다[13]. 반면에 $RR = 1.73, 3.33$ 일 때는 추진제가 분사기 내부에서 혼합되기 때문에 연소실 유동에 상대적으로 영향을 적게 받는다. 또한 추진제 와류유동에 의해 분사기 내 난류 강도와 추진제 체류시간이 증가하여 혼합성능과 연료 소모율이 증대된다. 결과적으로 화염이 분사기에 강하게 정착되며 외부혼합 분사기보다 열방출이 더 강하게 나타난다. 따라서 로켓엔진 구동조건에 가까운 당량비 1.41 이상의 영역에서는 대체로 RR 이 증가할수록 불안정 강도가 증가하는 경향을 보인다.

3.2 추진제 혼합조건에 의한 Kelvin-Helmholtz 불안정성

연소안정성 맵에서 확인한 각 불안정 영역의 주파수를 확인하기 위해 FFT(fast Fourier transform)를 수행하였다. Fig. 6은 $L_c = 450$ mm에서 T11 조건($\phi = 0.60$)에서 발생하는 압력섭동의 파워스펙트럼밀도(power spectral density)를 RR 에 따라 나타낸 것이다. 세 가지 RR 모두 110 Hz 대역의 저주파 불안정이 발생했다. 이는 연소실 내에서 종방향 공진 주파수가 아니라 헬름홀츠 공진 주파수에 동조되었기 때문이다. 그러나 Fig. 6(b)에서는 2,846 Hz의 고주파 불안정이 혼재되어 있는 것을 알 수 있다. 이는 산화제와 연료의 높은 속도차로 인해 발생하는 Kelvin-Helmholtz 타

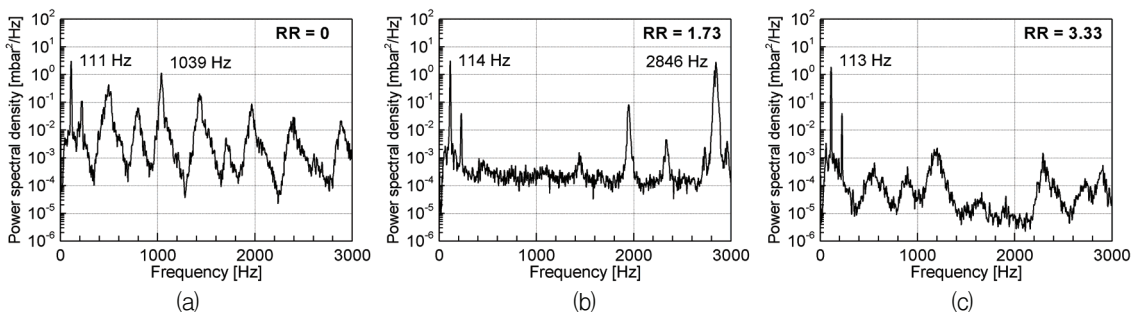


Fig. 6 Power spectral densities at the T11 condition: (a) $RR = 0$ (b) $RR = 1.73$, and (c) $RR = 3.33$.

입의 불안정한 것으로 판단된다. 이 조건에서 연료와 산화제 속도비는 20.59로, 추진제가 만나는 경계면에서 속도차에 의해 와류 전단층이 형성되는데 이에 상응하는 특정 주파수의 파동이 불안정 연소를 유발하기 때문이다[19]. 이러한 불안정은 Eq. 6과 같이 노즐 끝단에서 추진제 유동의 Strouhal 수로 예측이 가능하다. Kelvin-Helmholtz 불안정을 일으킬 수 있는 범위인 $St = 0.17$ 일 때, 2,846 Hz의 압력섭동 불안정 주파수가 나타났던 T11 조건에서 추진제 유동의 주파수는 약 3,159 Hz로 계산된다[20,21].

$$St = \frac{f \times t}{u_O - u_F} \quad (6)$$

그러나 이러한 Kelvin-Helmholtz 불안정성은 동일한 유량조건에서도 $RR = 0, 3.33$ 인 경우에는 뚜렷하게 관찰되지 않았다. Fig. 7은 Kelvin-Helmholtz 불안정성에 대해 RR 의 차이를 확인하기 위하여 3가지 분사기들의 단면과 유동 형태를 도시한 것이다. 먼저 외부혼합에서는 기체 연료가 환형으로 분사되면서 각운동량으로 인하여 반경방향으로 확산된다. 따라서 산소와 반응할 수 있는 연료가 손실되어 와류 전단층에 공급되는 에너지가 줄어든다[6,9]. 그리고 외부혼합으로 인해 유동방향과 화염의 혼합비가 불균일

해짐에 따라 압력섭동의 주파수가 특정 대역에 머무르지 않는 형태를 보인다. 반면에 내부혼합인 $RR = 1.73$ 에서는 연료와 산화제가 분사기 내부에서 연소실 유동에 영향을 받지 않고 전단층을 형성하며 외부혼합보다 연료 소모율이 증가한다. 따라서 상대적으로 추진제 속도차에 의한 불안정을 발생시킬 가능성을 높이게 된다. 그러나 $RR = 3.33$ 은 내부혼합이지만 연료 접선홀의 중심이 산화제 포트 끝단과 동일 선상에 위치한다. 이러한 분사기에서 형성되는 화염은 일반적인 동축 확산화염이 아닌 예혼합 화염에 가까운 거동을 보일 것으로 예상된다. 화염 가시화를 수행한 결과, $RR = 0, 1.73$ 과는 다르게 연료와 산화제의 경계가 나타나지 않았기 때문이다 [17,18]. 따라서 연료와 산화제의 속도차는 미미할 것이기 때문에 연소실 헬름홀츠 공진모드에 의한 주파수만 보이는 것으로 판단된다.

3.3 연소실 공진 주파수에 따른 종방향 불안정성

Fig. 8은 T15 조건($\phi = 1.41$)에서 발생한 압력섭동의 PSD를 RR 과 L_c 에 따라서 나타낸 것이다. $RR = 1.73$ 일 때 $L_c = 350$ mm인 경우에는 Fig. 8(b)와 같이 1,101 Hz의 종방향 연소불안정이 발생하였다. 이는 1/4파장 개방형 연소실에서 압력섭동을 측정된 선행연구와 일치하는 결과로[17], 폐쇄형 1/2파장 연소실에서 연소실 길

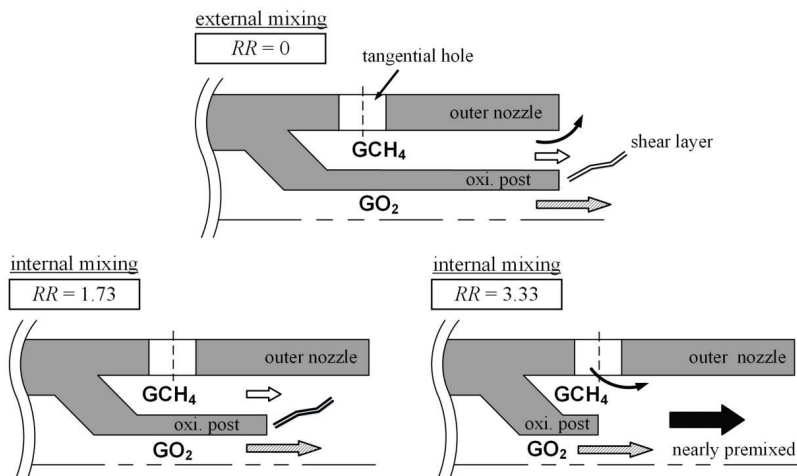


Fig. 7 Schematic of the injector internal flow with respect to the recess length.

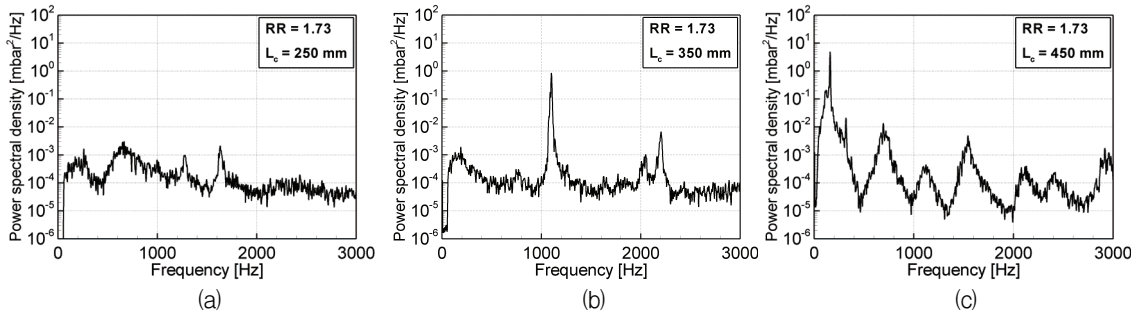


Fig. 8 Power spectral densities at the $RR = 1.73$ and T15 condition: (a) $L_c = 250$ mm, (b) $L_c = 350$ mm, and (c) $L_c = 450$ mm

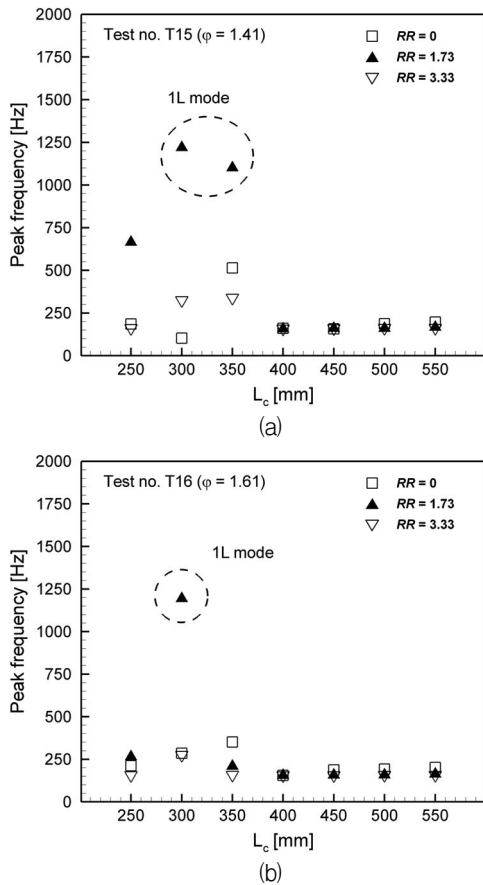


Fig. 9 Peak frequencies as a function of L_c and RR at the T15 (a) and T16 (b) conditions.

이를 약 2배로 하여 공진 주파수를 맞추었을 때에도 $RR = 1.73$ 인 분사기에서 1,100~1,200 Hz 대역에 민감한 연소응답을 보이는 것을 확인하였다. Fig. 9는 T15 조건과 T16 조건에서 연소실 길이와 리세스 길이에 따른 압력섭동의 피크

(peak) 주파수를 나타낸다. 현재 연소실에서 당량비 1 이상 연료과농 조건에서는 대부분 헬름홀츠 공진모드에 의한 저주파 섭동이 지배적으로 나타나는데, $RR = 1.73$ 인 경우에는 $L_c = 300 \sim 350$ mm에서 종방향 연소불안정을 일으키는 것을 알 수 있다. 이는 동축 와류 확산화염이 특정한 내부혼합조건이 되었을 때 연소실 공진모드에 동조되어 열음향 연소불안정을 일으킬 수 있다는 것을 의미한다. 결과적으로 동축 와류형 분사기를 설계할 경우 연소불안정을 방지하기 위해 분사기 리세스 길이, 연소실 길이 그리고 이들 간의 음향적인 상호작용을 고려해야 한다는 사실을 확인하였다.

4. 결 론

액체로켓엔진용 동축 와류형 분사기에서 리세스 길이와 연소실 공진 주파수가 연소안정성에 미치는 영향을 실험적으로 알아보았으며, 다음과 같은 결론을 얻었다.

- 1) 연소안정성 매핑 결과 $RR = 0$ 인 경우 $\phi = 0.60 \sim 1.01$ 에서 불안정 영역이 형성되었다. 이 영역은 연소실 공진 주파수에 영향을 받지 않으므로 외부혼합 조건에 의한 것임을 확인하였다.
- 2) 동축으로 분사되는 기체 추진제가 분사기 내부에서 동축 확산화염을 형성할 경우 추진제 속도차로 인하여 Kelvin-Helmholtz 타입의 고주파 불안정이 발생할 수 있다. 그리고 이러한 현상을 피하기 위하여 산화

제 오리피스 두께와 추진제 속도를 고려해야 한다.

- 3) RR이 증가할수록 $\phi = 1.01 \sim 1.81$ 에서는 내부혼합으로 인해 연료 소모율이 증가하여 불안정 영역이 형성되었다. 이 영역에서 RR = 1.73인 분사기에서 1,100 Hz 대역의 종방향 연소불안정이 발생하였으며, 리세스 길이 혹은 연소실 길이를 변경시켰을 때 연소불안정이 감소되는 것을 확인하였다.

후 기

본 논문은 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단의 지원(NRF-2013R1A5A1073861, NRF-2018M1A3A3A02065683, NRF-2019M1A3A1A02076962)을 받아서 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

References

- Huzel, D.K. and Huang, D.H., *Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines*, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 147, AIAA, Washington, D.C., U.S.A., Ch. 4, 1992.
- Culick, F.E.C. and Yang, V., "Overview of Combustion Instability in Liquid Propellant Rocket Engines," *Liquid Rocket Engine Combustion Instability*, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Washington D.C., U.S.A., pp. 3-38, 1995.
- Bazarov, V.G. and Yang, V., "Liquid-Propellant Rocket Engine Injector Dynamics," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 14, No. 5, pp. 797-806, 1998.
- Rubinsky, V.R., "Combustion Instability in the RD-0110 Engine," *Liquid Rocket Engine Combustion Instability*, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Washington D.C., U.S.A., pp. 89-112, 1995.
- Kim S.H., Han Y.M., Seo S., Moon, I.Y., Kim, J.K., and Seol, W.S., "Effects of LOx Post Recess on the Combustion Characteristic for Bi-Swirl Coaxial Injector," *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Tucson, Arizona, U.S.A., AIAA 2005-4445, Jul. 2005.
- 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 Science*, Vol. 53, No. 179, pp. 24-31, 2010.
- Ahn, K., Han, Y.M., and Choi, H.S., "Effects of Recess Length on Discharge Coefficient of Swirl Coaxial Injectors," *Combustion Science and Technology*, Vol. 184, No. 3, pp. 323-336, 2012.
- 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.
- Seo, S., Kim, S.K., and Choi, H.S., "Combustion Dynamics and Stability of a Fuel-Rich Gas Generator," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 26, No. 2, pp. 259-266, 2010.
- 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. 1399-1367, 2012.
- Ahn, K., Seo, S., and Choi, H., "Fuel-Rich Combustion Characteristics of Biswirl Coaxial Injectors," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 27, No. 4, pp. 864-872, 2011.
- Lim, B.J., Seo, S., Kim, M., Ahn, K., Kim, J.G., and Choi, H.S., "Combustion Characteristics of Swirl Coaxial Injectors at Kerosene-Rich Conditions," *Fuel*, Vol. 106, pp. 639-645, 2013.

13. Lee, K.J., Seo, S., Song, J.Y., Han, Y.M., Choi, H.S., and Seol, W.S., "Combustion Stability Assessment of Double Swirl Coaxial Injectors Using Simulant Propellants," *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Tucson, Arizona, U.S.A., AIAA 2005-4443, Jul. 2005.
14. Lee, K.J., Seo, S.H., Kim, H.J., Han, Y.M., Choi, H.S., and Lee, S.Y., "A Study on the Combustion Stability Evaluation of Double Swirl Coaxial Injector," *Journal of Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 34, No. 12, pp. 41-47, 2006.
15. Cavitt, R.C. and Frederick Jr., R.A., "Laboratory Scale Survey of Pentad Injector Stability Characteristics," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 24, No. 3, pp. 534-540, 2008.
16. Byrd Jr., R.E. and Frederick Jr., R.A., "Instability Characteristics of a Gaseous-Oxygen/Methane Pentad Injector," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 26, No. 4, pp. 689-695, 2010.
17. Bak, S., Hwang, D., and Ahn, K., "Flame Structure and Combustion Dynamic Characteristics of GCH_4/GO_2 in Bi-Swirl Coaxial Injectors," *Journal of Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 23, No. 6, pp. 1-10, 2019.
18. Hwang, D., Bak, S., and Ahn, K., "Preliminary Combustion Test in Bi-Swirl Coaxial Injectors Using Gaseous Methane/ Gaseous Oxygen Propellants," *Journal of Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 23, No. 4, pp. 70-80, 2019.
19. Wang, X., Li, Y., Wang, Y., and Yang, V., "Near-Field Flame Dynamics of Liquid Oxygen/Kerosene Bi-Swirl Injectors at Supercritical Conditions," *Combustion and Flame*, Vol. 190, pp. 1-11, 2018.
20. Schadow, K.C. and Gutmark, E., "Combustion Instability Related to Vortex Shedding in Dump Combustors and Their Passive Control," *Progress in Energy and Combustion Science*, Vol. 18, No. 2, pp. 117-132, 1992.
21. Poinso, T. and Veynante, D., *Theoretical and Numerical Combustion*, 1st ed., RT Edwards Inc., Philadelphia, U.S.A., Ch. 8, 2001.