

동축형 제트 분사기의 화염 및 연소 안정성 특성에 관한 실험적 연구

손진우* · 민용호* · 손재훈**

세종대학교 기계공학과

An Experimental Study On Characteristics of Flame and Combustion Stability of Coaxial Jet Injectors

Jinwoo Son*, Yong Ho Min* and Chae Hoon Sohn**

Department of Mechanical Engineering, Sejong University

(Received 28 March 2016, Received in revised form 23 May 2016, Accepted 24 May 2016)

ABSTRACT

Flame characteristics and combustion stability of a swirl coaxial injector are studied experimentally. Characteristics of flame and combustion instability are analyzed with the parameter of MFR (momentum flux ratio) using hexane instead of kerosene. Flame patterns of blue and yellow are changed with variable MFR. Combustion instabilities are measured and analyzed by adopting a model chamber. Combustion instability mapping is made by evaluating damping factor at the 2 L (second longitudinal) mode with variable MFR in 63 cases for operating condition.

Key Words : Momentum flux ratio, Hexane, Damping factor, Swirl coaxial injector

1. 서론

액체 로켓엔진 개발에 있어서 고성능/고추력 의 엔진 개발이 요구된다. 다양한 로켓엔진 사이클 중에서 다단 연소 사이클 로켓엔진은 사이클 손실을 감소시키고 효율이 뛰어나 고성능/고추력이 요구되는 우주발사체용 액체 로켓엔진에 널리 사용되고 있다[1]. 기술 선진국의 경우 이미 이러한 기술을 확보하여 사용 중에 있으며, 신뢰도를 향상시키고 있다. 이에 반해 국내의 경우 다단 연소 사이클 로켓엔진 개발을 위한 연구가 최근 들어 진행되고 있지만 구축되어 있는 기초 자료가 상당히 부족한 실정이며 특히 연소불안정에 대한 연구는 전무한 실정이다[2].

이러한 연소 불안정을 제어하기 위한 여러 가지 방법들이 수행되고 있는데 그 중 연소실내에서 발생할 수 있는 음향파 모드를 억제하는 수동제어기구(passive control device)의 장점이 있다. 일반적으로

사용되는 수동제어기구로 배플과 음향공명기가 있다[3-5]. 이러한 수동제어기구는 음향파를 감쇠시키는 응답 특성을 가지고 있다. 배플은 음향파를 교란시켜 공진을 회피하지만, 공명기는 음향파에 대한 특이한 응답 특성을 보이며, 음파를 감쇠시킨다. 한편, 연소 현상 자체를 능동적으로 제어하려는 다양한 방법들이 시도되고 있으며, 이를 능동제어 방법이라고 부른다[6].

이러한 연소 불안정에 영향을 미치는 가장 주요한 부품은 분사기(injector)이다. 분사기의 연소 안정화(또는 불안정화) 특성 파악은 로켓엔진의 연소 불안정성을 평가하는 기초 데이터를 제공한다. 이러한 관점에서, 추후 장기적으로 활용될 다단 연소 사이클 액체추진기관에 사용되는 스월 동축형 분사기의 유동 특성 및 연소 안정화 특성에 관한 연구가 필요하다.

스월 동축형 분사기에 대한 국내 연구는 최근들어 활발히 진행되고 있다. 고성능 다단연소방식 로켓엔진에 사용되는 기체 중심 스월 동축형 분사기는 일반적으로 내부 기체 분사기가 깊은 리세스(recess)를 갖는 것이 특징이며, 깊은 리세스를 통해 분사기 내부에서 기체와 액체가 상호 간섭하여 미립화 및 혼

† Corresponding Author, chsohn@sejong.ac.kr

This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

합 효율을 높인다[7]. Im 등[8]은 기체/액체 중심 스월 동축형 분사기의 분무 특성을 실험을 통해 비교 분석하였다. 또한, Jeon 등[9]은 기체 중심 스월 동축형 분사기의 혼합 및 연소 특성이 영향을 미치는 주요인자인 MFR(momentum flux ratio)과 리세스 길이가 분무 특성에 미치는 영향에 대해 수류시험을 통해 분석하였다.

해외에서는 스월 동축형 분사기에 대한 연구가 활발히 진행되어 왔으며, Miller 등[10]은 단일 분사기에 대해 연소실의 길이를 변화시키며 연소 시험을 수행하였다. 이를 통해 모드 형상 및 주파수에 따른 연소 안정화 특성을 분석하였다. 또한, Brian 등[11,12]은 고압 횡방향 섭동에서의 분사기의 화염 응답을 이미지로 측정하여 연소 안정성을 평가하고 모델 연소실에서의 분사기 길이에 따른 화염 응답 특성을 분석하였다. Smith 등[13]은 CFD를 이용한 2차원 해석을 통해 고압 조건에서의 연소 불안정을 검증하였다.

본 연구에서는 기체 중심 스월 동축형 분사기의 설계 조건에 따른 화염 패턴 및 화염 응답 특성을 분석하여 연소 안정화 특성을 정량화하고자 한다.

2. 실험 방법

2.1. 분사기 형상

본 연구에서 채택한 이상유체 분사기는 중앙 통로로는 고온의 산화제 과잉 가스를 제트로 분사하며, 액체연료는 접선방향의 홀(hole)을 통해 스월을 형성하며 분사된다. 분사된 연료와 산화제는 리세스(recess) 내부에서 혼합 및 연소 후 연소실로 분사된다. 분사기의 자세한 형상은 Fig. 1에 나타내었다. 분사기의 설계사양으로 총 길이(l_{inj}), 내부 직경(d_{inj}), 리세스 길이(R), 연료 홀(d_{hole}) 등이 있으며, 연료 홀은 section A, B에 90° 간격으로 각각 4개씩 구성된다.

2.2. 실험장치 구성 및 실험 방법

연소 실험을 위한 실험장치 구성을 Fig. 2에 나타내었다. 실제 로켓 엔진의 작동조건에 대한 상사성을 유지하면서, 기체-기체 분사의 모사 조건을 설정하였다[14]. 추진제 조합은 케로신-산소대신 모사 연료인 헥산을 사용하여 헥산-산소로 설정하였다.

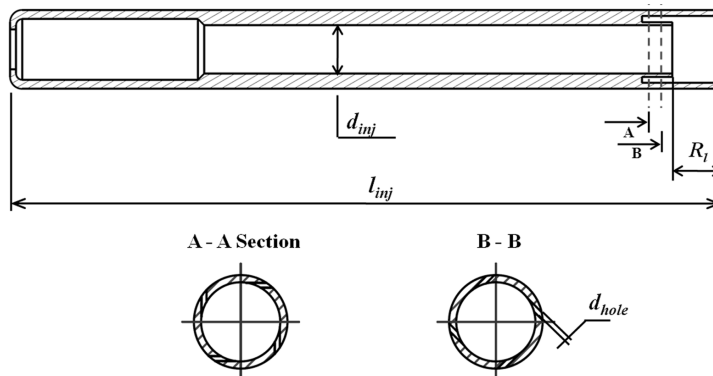


Fig. 1. Geometry and configuration of a gas-centered swirl coaxial injector.

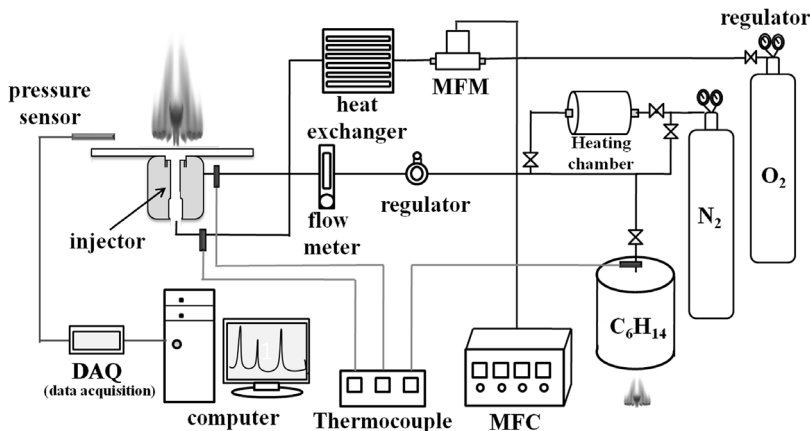


Fig. 2. Schematic diagram of experimental apparatus.

산화제(O₂)의 공급유량을 조절하기 위한 MFM(mass flow meter), MFC(mass flow controller), 모사 액체 연료인 헥산(n-C₆H₁₄)을 증기화(evaporation) 시키기 위한 가열 챔버, 증기화된 기체 헥산의 공급유량을 제어할 위한 regulator와 flow meter, 연료와 산화제의 온도 측정을 위한 열전대, 추후 연소실 내 압력 측동을 측정하기 위한 동압센서, 센서의 신호를 받기 위한 DAQ보드를 구성하였다. 추가적으로 배관에서 연료 액화를 억제하기 위해 고온의 질소 purge를 위한 질소 heating chamber를 장착하였으며, 배관에서의 헥산의 액화를 방지하기 위해 배관에 열선을 부착하였다. 매니폴드 부분에서 저온의 산소에 의해 헥산의 액화 방지를 위해 열교환기를 장착하였다.

화염 특성 분석을 위한 실험 절차는 다음과 같다. 먼저, 메탄을 이용한 점화 장치로 화염을 형성한 후 로터미터를 이용하여 연료를 공급한다. 그 다음 MFC로 산화제를 분사기에 공급하여 연료와 산화제의 유량이 정상적으로 공급이 되면, 점화장치의 메탄 유량을 멈추고 유량을 조절한다. 설정된 유량에 도달하였을 때 DSLR 카메라를 이용하여 화염 사진을 촬영하였다.

화염 응답 특성은 연소 특성 실험과 동일 방법으로 수행하되, 모델 연소실을 장착하였다. 모델 연소실은 Fig. 3과 같다. 데이터 측정을 위한 포트 7개의 포트를 두었고 이를 이용하여 동압 센서 및 열전대를 장착하였다.

동압 센서로 연소실 내부의 압력을 측정하였다.

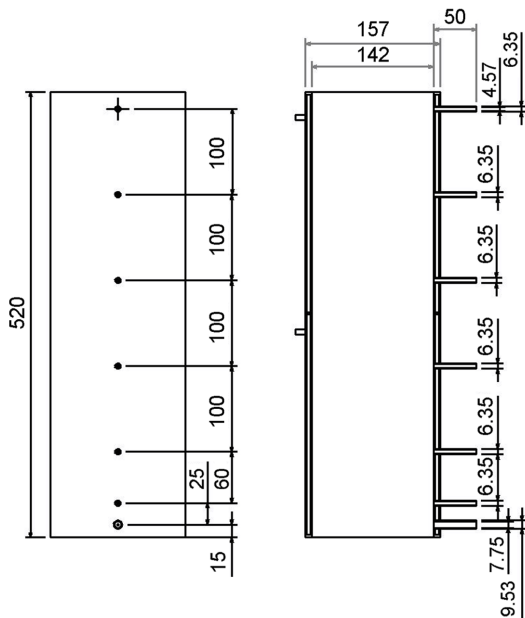


Fig. 3. Geometry of a model combustion chamber(unit : mm).

신호 측정은 1/8초 동안 1,024개의 데이터를 받은 후 FFT 분석을 하였다. 화염특성 및 안정성 평가는 여러 유량조건에서의 연소 실험을 통하여 측정되는 압력 신호를 FFT 분석을 하여 관심 주파수인 제2종방향 모드(2 L)에 대한 감쇠인자(damping factor, η)를 도입하여 정량적으로 평가하였다. 감쇠인자는 다음의 식 (1)을 이용하여 계산하였다.

$$\eta[\%] = \frac{f_2 - f_1}{f_{peak}} \times 100 \quad (1)$$

여기서, f_{peak} 은 분석하고자 하는 음향모드 진동수 대역에서 최대응답(p_{peak})을 나타내는 주파수이고, f_1 과 f_2 는 $p_{peak}/\sqrt{2}$ 값의 응답을 보이는 주파수들($f_2 > f_1$)이다. 이를 이용하여 연소실내 2 L 모드의 감쇠인자를 통해 안정성을 평가하였다.

실제 로켓 엔진에 사용되는 추진제의 수력학적 상사성을 유지하기 위해 scaling method를 적용하였다 [14]. 이를 통해 스웰 동축형 분사기의 분무 특성을 결정짓는 주요 변수인 운동량비(Momentum Flux Ratio, MFR)가 실제 로켓엔진의 작동 조건과 동일하게 유지되도록 하였다. MFR은 다음과 같이 정의된다.

$$MFR = \frac{\rho_g U_g^2}{\rho_l U_l^2} \quad (2)$$

여기서, ρ_g 와 U_g 는 기체(산화제)의 밀도 및 속도이며, ρ_l 과 U_l 은 각각 연료(액체)의 밀도 및 속도이다.

Table 1에 연소특성 분석을 위한 실험 조건과 작

Table 1. Test condition for flame characteristics

Oxidizer flow fix		
	Design condition	Values
Oxidizer flow rate (kg/s)		0.008
Fuel flow rate (kg/s)	0.0005	0.0003~0.0007
MFR	12.36	8.10~26.53
O/F	3.416	2.78~5.00
Equivalence ratio	1.033	0.71~1.27
Fuel flow fix		
	Design condition	Values
Fuel flow rate (kg/s)		0.0005
Oxidizer flow rate (kg/s)	0.006	0.005~0.007
MFR	12.36	26.53~8.19
O/F	2.585	3.19~2.10
Equivalence ratio	1.365	0.93~1.68

Table 2. Test condition for combustion stability

Set No.	Test No.	MFR	Fuel flow rate (kg/s)	Oxidizer flow rate (kg/s)
1	1~9	38.2~159.3	0.00010	0.004~0.008
2	10~18	21.5~89.7	0.00020	0.003~0.007
3	19~27	13.8~57.4	0.00024	0.003~0.005
4	28~36	9.6~39.9	0.00028	0.002~0.004
5	37~45	6.42~26.8	0.00035	0.002~0.004
6	46~54	5.4~22.42	0.00038	0.002~0.003
7	55~63	4.3~17.7	0.00043	0.001~0.003

동 조건을 나타내었고 화염 응답 특성 및 연소불안 정 해석을 위한 63가지의 실험 조건을 Table 2에 나타내었다. 총 7가지의 실험 세트를 선정하였으며, 각 세트마다 연료의 분사 유량을 선정하고 산화제의 유량을 변화시켜 연소실험을 수행하였다.

3. 실험 결과

3.1. 화염 특성 분석

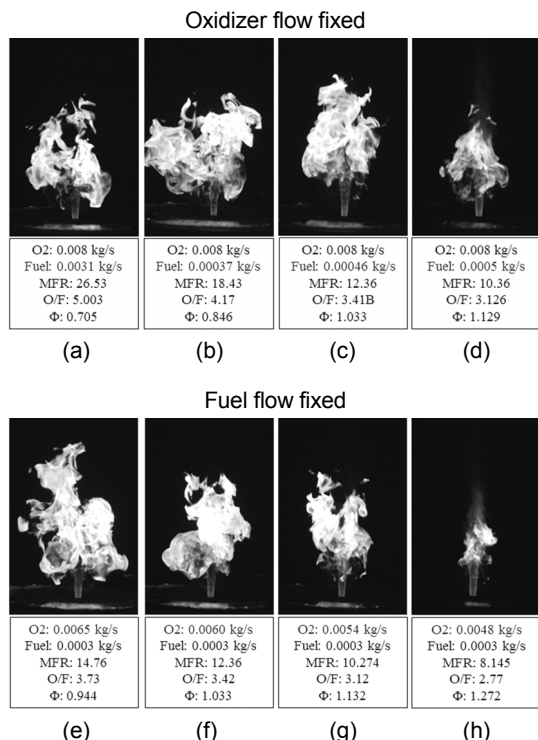
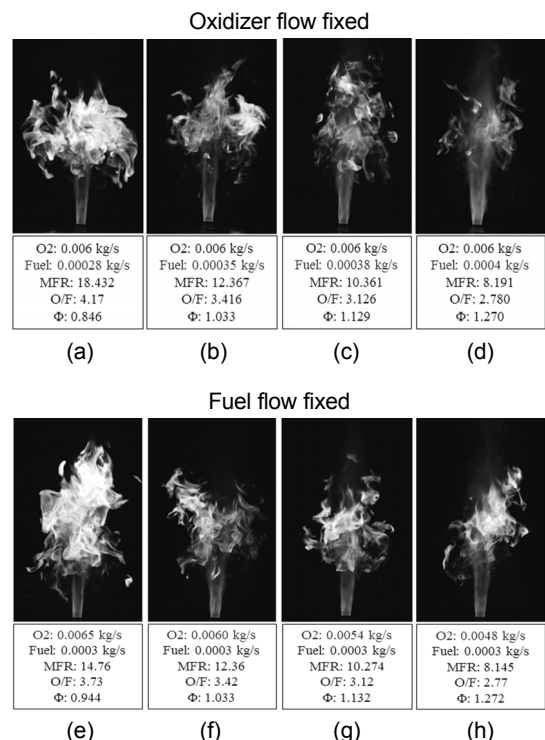
연료와 산화제의 MFR에 따른 화염 특성을 파악하기 위해 먼저 연소실이 없는 상태에서의 화염을 관찰하였다. Fig. 4는 분사기의 리세스 길이가 8 mm

일 때 Table 1에 나타난 실험조건에서의 화염 사진을 나타낸다. 그림 중 (a)~(d)는 산화제의 유량을 고정되어있고 연료의 유량을 변화한 조건이며 (e)~(h)는 연료의 유량을 고정하고 산화제의 유량을 변화한 조건이다.

산화제 유량을 고정한 조건에서 MFR이 감소할수록 연료의 유량이 증가하는데 MFR이 클수록 노란색 화염이 뚜렷이 형성되는 것을 볼 수 있으며, MFR이 감소할수록 청색 화염이 뚜렷하게 나타나며 축 방향으로의 길이가 곧게 형성되고 안정적인 화염을 나타내는 것을 볼 수 있다.

반면에 연료의 유량을 고정한 경우, MFR이 감소할수록 산화제의 유량이 감소한다. 그림을 보면 Fig. 4(a)~(d)에서 보이는 경향성과 마찬가지로 MFR이 감소할수록 노란색 화염의 크기가 감소하였으며 청색 화염이 증가하는 경향성을 보였다. 이러한 경향성은 리세스 길이가 12 mm인 경우에서도 동일하게 나타났으며 그 결과는 Fig. 5에 나타내었다.

MFR이 동축형 스월 분사기의 주요 설계인자이지만 분사기의 리세스 길이 또한 연소 특성에 주요한 영향을 주는 설계인자이다. 리세스 길이에 따른 연소 특성을 분석하기 위해 리세스 길이를 4, 8, 12 mm로 변경하여 연소실험을 수행하였다.

**Fig. 4.** Flame photographs for various conditions with recess length of 8 mm.**Fig. 5.** Flame photographs for various conditions with recess length of 12 mm.

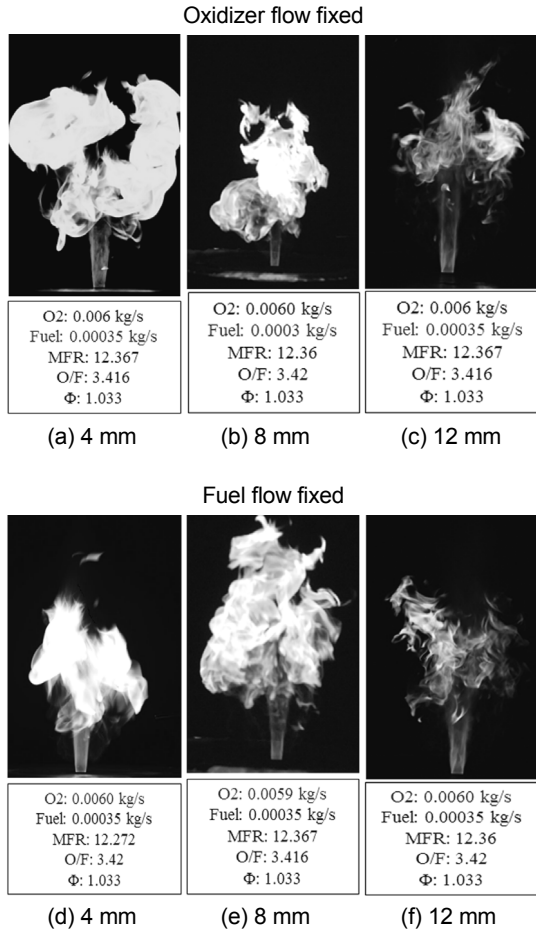


Fig. 6. Flame photographs of recess length of 4, 8, 12 mm.

Fig. 6은 리세스 길이 4, 8, 12 mm에 대해 동일한 MFR에서의 연료조정과 산화제조정의 2가지 케이스에 대한 화염 특성을 사진을 나타내었다. 리세스 길이가 증가할수록 화염이 축 방향을 중심으로 청색 화염이 강하고 길게 형성되었고 노란색 화염이 감소하며 안정적으로 형성됨을 알 수 있다.

3.2. 화염 응답 특성 분석

다양한 작동조건에서의 화염 응답 특성 분석을 위해 총 63개의 작동조건을 리세스 길이 8 mm에 대해 연소실험을 수행하였다. MFR에 따른 유량조건에 대해 연소실험내에 응답을 얻고, FFT 주파수 분석을 하였다. 모델 연소실에서의 연소가 이루어질 때 종방향 모드(2 L모드)의 공진모드가 발생함을 알 수 있었고, 실제 작동조건이 포함된 유량조건인 test No. 37~45까지의 주파수 응답 경향성을 Fig. 7에 나타내었다. 이 때 계산된 주파수 값은 추진제의 유량에 따라 1,150~1,200 Hz까지 범위를 갖는다.

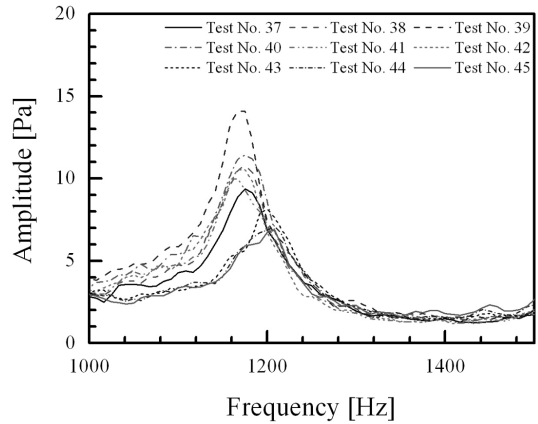


Fig. 7. Second longitudinal mode for various test condition(test no. 37~45).

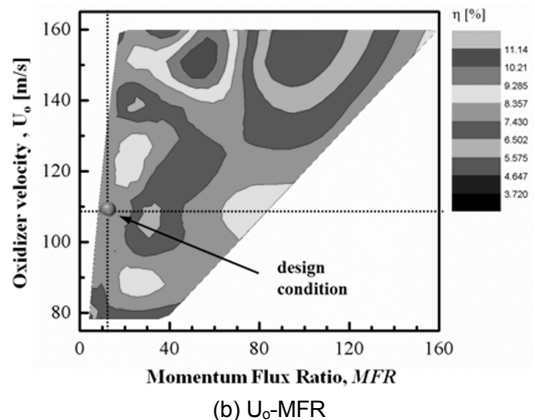
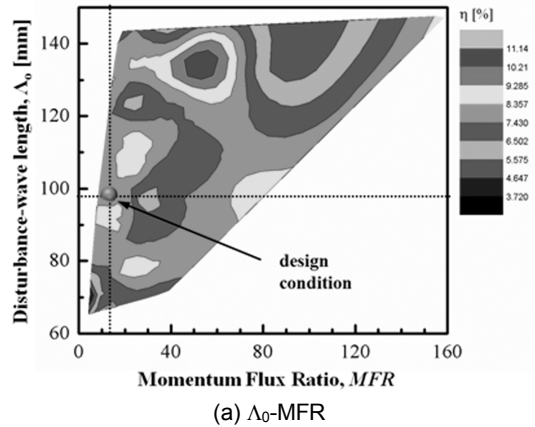


Fig. 8. Iso-contours of damping factor on Λ_0 -MFR and U_0 -MFR coordinates.

이러한 주파수 분석을 통해 전체 영역에 대한 감쇠인자를 도출하였으며 이를 통해 연소불안정 지도 (combustion instability map)를 Fig. 8에 나타내었다. 선택한 독립변수 조합은 교란 파동길이, 즉 섭동파

장, Λ_0 와 MFR 그리고, 산화제 속도, U_o 와 MFR이다. Λ_0 는 교란 파동 길이(characteristic disturbance-wave length)로서, $\Lambda_0 = U_o / f_{ch}$ 라고 정의한다. 여기서 f_{ch} 는 연소실내 공진주파수를 나타낸다. 감쇠인자가 작다는 것은 강한 공진이 발생함을 의미하고, 크다는 것은 약한 공진 또는 큰 감쇠를 의미한다. 다시 말해 감쇠인자가 작다는 것은 연소불안정이 쉽게 일어나는 불안정한 조건이고, 감쇠인자가 크다는 것은 상대적으로 안정한 영역이라고 할 수 있다. Fig. 8을 보면 설계 조건(design condition)을 기준으로 MFR과 Λ_0 가 큰 오른쪽 상부 영역이 다른 작동조건에 비해 감쇠인자 값이 작아 불안정함을 알 수 있다. 이에 반해 MFR이 작고 Λ_0 가 큰 영역에서는 연소 안정 영역이라고 볼 수 있다.

이러한 연소불안정 분포가 나타나는 이유는 연료의 분사유량 대비 산화제의 분사 유량 또는 분사 속도가 다른 조건보다 크기 때문에 불안정성이 커진 것으로 보인다. 이것은 Fig 8(b)를 통해 알 수 있는데, 높은 MFR에서 산화제 분사 속도가 높을 때 불안정성이 가장 크게 나타났다. 이에 반해 낮은 MFR(그리고 높은 U_o)에서는 안정 영역으로 나타났다.

본 연구의 설계 조건(design condition)은 다른 조건에 비해 상대적으로 안정 영역에 분포하며, 전체 불안정 지도를 바탕으로 MFR값을 조절하여 연소 안정성을 향상시킬 수 있다. 연소실험 결과, 연소 안정화를 위한 최적의 MFR의 범위는 40~60 사이이며, 이때 Λ_0 는 120~140 mm 사이에서 가장 안정할 것으로 예측된다.

4. 결론

동축형 스월 분사기의 유량조건과 리세스 길이변화에 따른 화염 특성 및 연소 안정성 예측에 관한 연구를 수행하였다. 실제 사용되는 액체 케로신 대신 기화된 헥산(hexane) 증기를 사용하여 연소 실험을 수행하였다. 유량 조건을 MFR로 설정하고 화염 특성을 분석하였다. MFR이 달라질수록 노란색 화염과 청색 화염의 체적이 다르게 나타나는 것을 확인하였다. 또한 리세스의 길이가 길어질수록 노란색 화염의 체적이 줄어들고 축 방향으로 나타나는 청색 화염이 강하고 안정적으로 나타남을 확인하였다.

모델 연소실을 장착하여 연소실 내부의 화염 응답 특성을 분석하였다. 총 63개의 작동조건에 대해 2 L 모드에 관한 감쇠인자를 도출하여 연소 불안정 지도를 작성하였다. 실험 결과, 본 연구의 설계 조건은 다른 조건에 비해 상대적으로 안정 영역에 분포하며, MFR값을 조절하여 연소 안정성을 향상시킬 수 있음을 알게 되었다. 대상 분사기와 작동 조건에서,

연소 안정화를 위한 최적의 MFR의 범위는 40~60 사이이며, 이때 Λ_0 는 120~140 mm 사이에서 가장 안정할 것으로 예측된다.

후 기

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

References

- [1] Hong Y.S., "Aerospace Engineering", Cheong Moon Gak Publisher, Seoul, Korea, 2007.
- [2] Park K.J., Lee J.H. and Yoon Y.B., "Study of Gap Thickness in Gas-centered Swirl Coaxial Injector", Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers, pp.450-453, 2015.
- [3] "Liquid Rocket Engine Combustion Stabilization Devices", NASA SP-8113, 1974.
- [4] Yoon M.W. and Yoon J. K., "Combustion Instability in Liquid Rocket Engines," Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Science, Vol. 25, No. 5, pp. 183-189, 1997.
- [5] Oberg C.L., "Combustion Stabilization with Acoustic Cavities", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 8, No. 12, pp. 1220~1225, 1971.
- [6] Marsden J., Culick F.E.C. and Murray R., "Workshop on Dynamic and Control of Combustion Instabilities in Propulsion and Power System," Pasadena, CA, 1997.
- [7] Meyer T.R., Schaefer Z.D., Lightfoot M.D., Danczyk S.A., Talley D. and Gord J.R., "Spray Nonuniformities in Gas-Centered Swirl-Coaxial Injectors," ICLASS 2009, 2009.
- [8] Im J.H., Cho S.H. and Yoon Y.B., "Comparative Study of Spray Characteristics of Gas-Centered and Liquid-Centered Swirl Coaxial Injectors", Journal of Propulsion and Power, Vol. 26, No. 6, pp. 1196-1204, 2010.
- [9] Jeon J., Hong M., Han Y.M. and Lee S.Y., "Experimental Study on Spray Characteristics of Gas-Centered Swirl Coaxial Injectors", Journal of Fluids Engineering, Vol. 133, No. 12, 2011.
- [10] Miller K., James S., Nicholas N. and William A., "Combustion Instability with a Single-Element Swirl Injector", Journal of Propulsion and Power,

- Vol. 23, No. 5, pp. 1102-1112, 2007.
- [11] Brian R.P., Collin M. and William E.A., "Response of a Gas-Centered Swirl Coaxial Injector to Transverse Instability", 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2011.
- [12] Brian R.P., James C.S., James R.E. and William E.A., "Characterization of Gas-Centered Swirl Coaxial Injector Stability in a Subscale Multi-Element Combustor", 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2008.
- [13] Smith R., Xia G., Anderson W. and Merkle C.L., "Computational Studies of the Effects of Oxidizer Injector Length on Combustion Instability", 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2010.
- [14] Sohn C.H., Kim Y.J., Kim Y.M. and Pikalov V.P., "A scaling method for combustion stability rating of coaxial gas-liquid injectors in a subscale chamber", Journal of Mechanical Science and Technology Vol. 26 No. 11, pp. 3691~3699, 2012.