

상압기상연소시험을 통한 동축형 스월 분사기와 충돌형 분사기의 연소안정성 평가

박준형* · 김홍집**

An Experimental Assessment of Combustion Stability of Coaxial Swirl Injector and Impinging Injector through Simulating Combustion Test

Junhyeong Park*, Hongjip Kim**

ABSTRACT

This study was aimed to assess combustion stability for coaxial swirl injector and FOOF impinging injector which would be candidates in liquid rocket engine combustors. Simulating combustion tests under atmospheric condition have been conducted by gaseous oxygen and the mixture of methane and propane, using two actual injectors. By analyzing the measured dynamic pressure signals, we have evaluated the combustion stability margin of both injectors by drawing a stability map.

Key Words : Stability Margin, Model Combustion, Combustion Instability, Coaxial swirl injector, FOOF Impinging Injector

액체로켓엔진 연소기의 개발과정 중 연소실 내에서 자주 발생하는 고주파 연소불안정은 높은 위험성과 함께 로켓엔진 개발에 큰 난제로 개발 초기 단계에서부터 세심한 고려가 필요하다. 연소불안정은 연료와 산화제의 화학반응으로 인한 열 방출과 연소기 내 압력 섭동의 상호작용에 의해 발생하며 과도한 열 방출을 동반하여 연소기 벽면으로의 과도한 열전달과, 추력변화, 진동, 연소기 파괴 등의 문제를 야기한다.[1,2]

이러한 연소 불안정은 여러 가지 요인에 의해 발생하지만 그 중에서도 분사기의 동적 특성은 무시할 수 없는 요소이다. 따라서 연소기 설계 초기단계에서 분사기의 동적 특성을 파악하여 분사기를 선정하는 과정은 매우 중요하다고 할 수 있다.

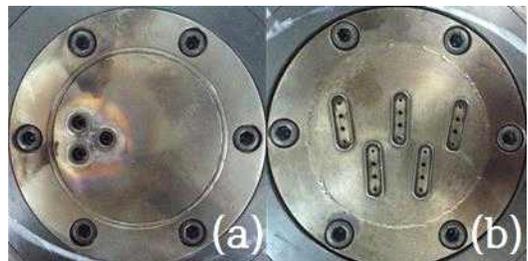
본 연구에서는 상압기상연소시험을 통해 실물형 연소기에 사용되는 실제 사이즈의 동축형 스월 분사기와 충돌형 분사기의 동적 특성 중 하나인 안정성 마진을 평가하고 비교하였다.

상압기상연소시험에 사용된 연소 챔버는 내경 420 mm 길이 370.4 mm의 실제 연소기의 음향 모드 중 1T1L모드에 맞추어 내경 164 mm, 길이 280 mm로 축소하여 제작하였고, 동일한 모델 챔

버에서 서로 다른 두 분사기에 대한 실험을 진행하였다. 실험에 사용한 분사기는 산화제와 연료로 액체 산소(LOx)와 kerosene을 사용하지만 본 연구에서는 산화제로 기체 산소와 연료로는 메탄(CH_4)과 프로판(C_3H_8) 혼합기체를 사용하였다.[3]

실험에 사용된 동축형 스월 분사기와 충돌형 분사기는 실물형 연소기에 사용되는 분사기를 사용하였으며, 실물형 연소기의 분사기 배열 중 일부 배열과 동일한 배열을 적용하여 분사기 헤드를 제작하였다. 실험에 사용한 분사기 헤드는 Fig. 1과 같다.

충돌형 분사기는 FOOF 형태의 분사기이며 실제 연소기에는 219개의 분사기가 사용되고, 동축형 분사기는 90개가 사용되나 본 연구에서는 충돌형 분사기는 5개, 동축형 분사기는 3개를 사용



하였다.

Fig. 1은 실험장치의 개략도이다. 실험실 외부에서 모의추진제로 사용되는 gas를 내부로 공급하고 내부에서 MFC를 통해 유량을 조절하였다. 유량제어 및 데이터 수집과 저장은 NI사의 Compact DAQ(CDAQ-9178)와 LabVIEW를 사용하였다. 연소 챔버에서는 4개의 K type 열전대를 이용하여 온도를 측정하였고, 동압센서(PCB, 113B24)를 이용하여 챔버 내부의 동압을 측정하였다. 동압측정은 주파수 분해능을 높이기 위해 초당 25600개의 데이터를 수집하였고, 각 실험조건에서 10초 동안의 데이터를 저장하였다.

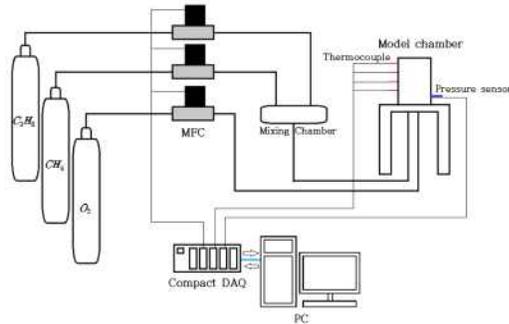


Fig. 2 Schematic of experimental apparatus

상압기상연소시험에서는 모델 챔버의 압력을 변화시킬 수 없기 때문에 식 (1)의 특성배기속도 (c^*)를 이용하여 유량(\dot{m}_{tot})을 변화시켜 실제 연소기의 압력 변화를 모사하였고 기체 산소와 메탄(CH₄), 프로판(C₃H₈)의 유량조절로 혼합비를 변화하였다.[4,5]

$$c^* = \frac{P_{ch} \times A_t}{\dot{m}_{tot}} \quad (1)$$

식 (1)에서 P_{ch} 는 챔버 압력 A_t 는 챔버 노즐목(throat)의 넓이, \dot{m}_{tot} 는 추진제의 총 유량을 의미한다.

동축형 분사기와 증돌형 분사기의 실물형 분사기가 사용된 실제 연소기의 제원은 Table 1에 나타나있다. 실제 연소기의 설계 압력과 혼합비를 기준으로 압력과 혼합비가 변하는 상황에서 불안정 영역을 찾기 위한 실험영역을 설정하였다. Fig. 3, 4는 각 분사기의 설계값을 바탕으로 분사기 안정성 마진을 구하기 위해 혼합비()와 모사 압력()을 기준으로 설정한 실험영역을 보여준다.[1]

증돌형 분사기의 실험영역인 Fig. 3에서 마름모 모양의 점이 실물형 분사기의 설계점이고 1번 영역이 설계점을 포함하여 혼합비() 2~6, 모

Table 1 Operating specification of a actual engine

		Impinging injector	Coaxial injector
P_{ch}	MPa	1.38	6
N_{inj}	ea	216	19
\dot{m}_o	kg/s	40.9	3.08
\dot{m}_f	kg/s	17.07	1.258
ρ_o	kg/m ³	1030	
ρ_f	kg/m ³	799	

사 압력(P_{ch}) 1~2.5 MPa 범위에서 설정한 실험 영역이다. 1번 영역의 실험에서 챔버 내부 압력 섭동이 발생하는 실험 조건을 포함하여 2번 영역을 설정하여 실험을 수행하였다.

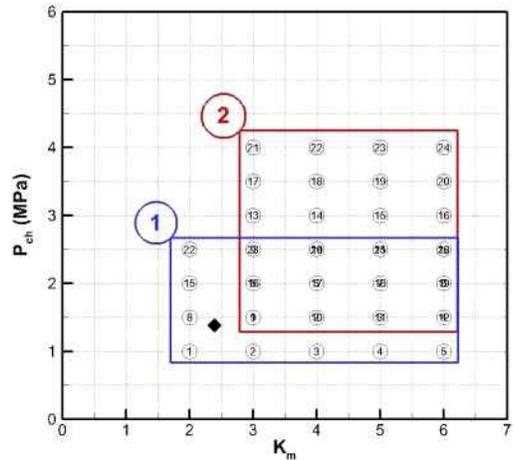
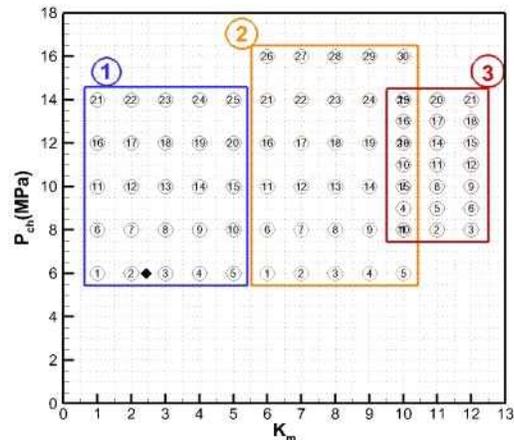


Fig. 3 Test table for FOOF Impinging injector



동축형 분사기의 실험영역은 Fig. 4와 같고 충돌형 분사기와 동일하게 분사기 설계점을 포함하여 1번 영역을 설정하였고, 챔버 내부에서 압력섭동이 발생하지 않아 2번 영역을 추가로 설정하였다. 2번 영역의 실험 결과를 바탕으로 챔버 내부의 압력섭동의 진폭이 큰 조건을 기준으로 3번 영역을 설정하여 실험을 수행하였다.

실험을 통하여 얻어진 데이터는 주파수 분석을 실시하여 관심되는 주파수 대역인 1500 ~ 2500 Hz 사이의 영역을 확인해보았다. Fig. 5는 충돌형 분사기의 2번 실험영역의 24개 조건을 통해 얻은 데이터를 주파수 분석한 결과이다. 동일한 모사압력에서 혼합비의 변화로 인한 챔버 내부 음속의 변화로 주파수가 일정하게 변하는 것을 관찰할 수 있다. 또한 모사압력이 높아질수록 진폭이 커지는 것을 확인 할 수 있다. Fig. 6은 각 실험 조건에서 발생한 압력섭동의 진폭을 원의 크기로 나타냈다.

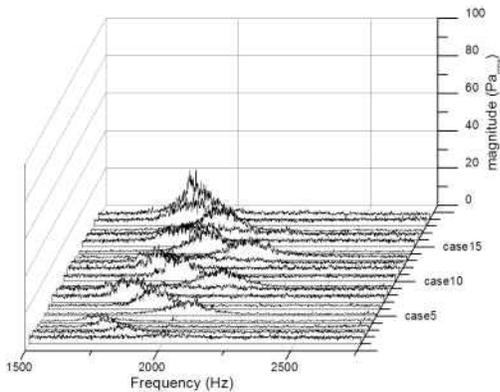
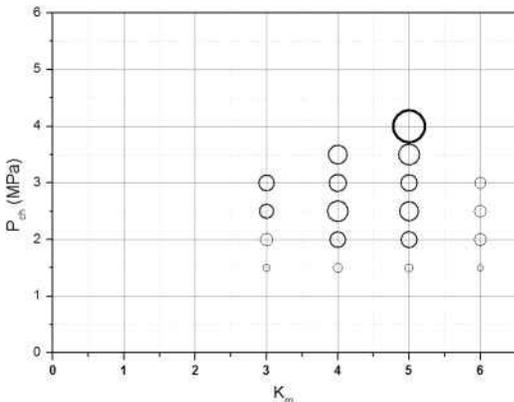


Fig. 5 Waterfall plot of FFT analysis at 2nd test zone of FOOF Impinging injector



동축형 분사기의 실험 데이터를 분석한 결과는 Fig. 7과 같고 2번과 3번 영역중 보다 넓은 영역에서 얻어진 주파수 분석결과를 보여준다. 충돌형 분사기의 경우와 마찬가지로 혼합비 변화의 영향으로 주파수가 일정한 경향을 갖고 변하는 것을 관찰할 수 있다. 또한 다른 실험 조건에서 발생한 압력섭동의 진폭보다 특별하게 큰 진폭을 갖는 조건을 확인 할 수 있는데 해당 조건을 기준으로 3번 영역의 실험을 수행하였다. 3번 영역의 주파수 분석 결과는 따로 도시하지 않았으며 2번과 3번 영역에서 발생하는 압력섭동의 진폭을 비교한 그림은 Fig. 8과 같다. Fig. 8에서 모사압력 6 MPa의 실험조건에서는 거의 압력섭동이 발생하지 않으며, 혼합비 10~12, 모사압력 10~12 MPa의 범위에서는 다른 조건에 비해 매우 큰 진폭을 갖는 Large amplitude 영역을 확인 할 수 있다.

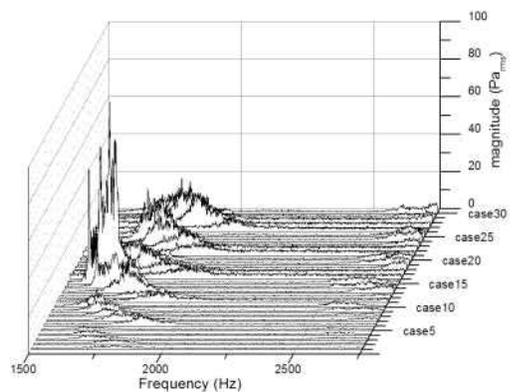
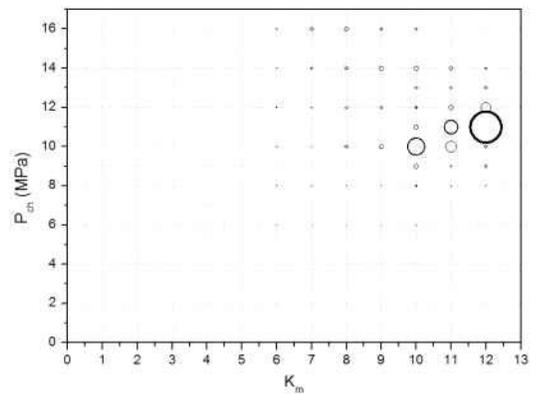


Fig. 7 Waterfall plot of FFT analysis at 2nd test zone of Coaxial swirl injector



주파수 분석한 실험결과를 통해 안정성 마진을 구하기 위한 안정성 맵(Stability map)을 작성하였고 이를 Fig. 9, 10에 나타내었다. 안정성 맵은 각 조건의 진폭을 비교하여 불안정한 영역과 안정한 영역을 나누어 경계를 표시하였다. 동축형 스윙 분사기의 경우에는 Large amplitude 영역을 안정성 맵에 따로 표시했다.

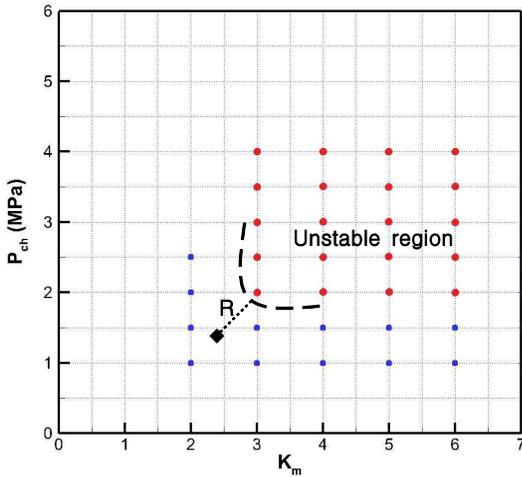


Fig. 9 Stability map of FOOF Impinging injector

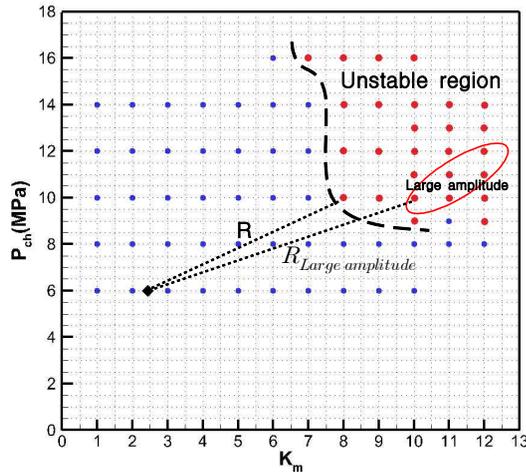


Fig. 10 Stability map of Coaxial swirl injector

안정성 맵과 식 (2)를 이용하여 각 분사기의 안정성 마진을 구하였다.[5,6] 계산 결과 층돌형 분사기의 경우 안정성 마진이 0.531, 동축형 분사기의 경우 2.364로, 동축형의 경우 층돌형에 비해 약 4배정도 마진이 큰 것으로 확인되었다. 추가로 동축형 분사기의 Large amplitude 영역과의 마진은 3.156으로 확인 되었다.

$$R = \left[\left(\frac{\Delta P_{ch}}{P_{ch,d}} \right)^2 + \left(\frac{\Delta K_m}{K_{m,d}} \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}} \quad (2)$$

안정성 맵을 통해 구해본 안정성 마진을 통해 동일한 크기의 연소기에서 두 분사기를 사용할 경우 안정성 마진이 큰 동축형 분사기가 설계점보다 넓은 영역에서 안정적으로 사용할 수 있다는 결론을 내렸다. 또한 동축형 분사기에 비해 동축형 분사기가 불안정에 취약함을 확인하였고 혼합과정의 차이로 이러한 차이가 발생하는 것으로 여겨진다. 후속 연구로 혼합과정이 다른 동일 형식의 분사기 비교도 필요하다고 판단된다.

후 기

본 연구는 2014년도 충남대학교 CNU 학술연구 지원사업의 지원(2014-0869-01)을 받아 수행되었으며 이에 감사드립니다.

참고 문헌

- [1] Ryan C. Cavitt, Robert A. Frederick Jr., Vladimir G. Bazarov, "Laboratory Scale Survey of Pentad Injector Stability Characteristics.", JPP, 2008, Vol.24 No.3.
- [2] Fred E. C. Culick, Vigor Yang, "Overview of Combustion Instabilities in Liquid-Propellant Rocket Engines." in Liquid Rocket Engine Combustion Instability, Press in Astronautics and Aeronautics, AIAA, 1995, Vol. 169, pp3-37.
- [3] Chul Jin Kim, Chae Hoon Sohn, "An experimental study on stability rating of impinging-jet using air injection in a subscale chamber.", JMST, 2012, pp 1963-1970.
- [4] Seonghyeon Seo, Kwang-Jin Lee, "Experimental study of combustion stability assessment of injector.",KSAS, 2004, Vol. 32 No.4
- [5] Chae Hoon Sohn, Woo-Seok Seol, "On the Method for Hot-Firing Modeling of High-Frequency Combustion Instability in Liquid Rocket Engines.", KSME, 2004, Vol. 18 No. 6, pp. 1010-1018.
- [6] Pikalov V.P., Shibanov. A. A, Narizhny A. A., Agarkov. A. P., Nedachkovsky. A. K., "Studies of the Combustion Stability to Acoustic Oscillations Using KARI Injectors of Basic Configuration under Model Operation Conditions.", Progress Report of KARI-00-14, Phase 2, PART C, 2001.