

유량 및 연소압에 따른 액체로켓 단위분사기 연소특성 변화

문일윤* · 김종규* · 한영민* · 유진** · 이양석** · 고영성**

Characteristics of Unielement Injector Combustion with Flow rates and Chamber Pressures

IL-Yoon Moon* · Jong-Gyu Kim* · Yeoung-Min Han*
Jin Yoo** · Yang-Seok Lee** · Young-Sung Ko**

ABSTRACT

In the case of applying a unielement injector developed for a full scale liquid rocket combustor, a operating condition or configuration of the injector is changed by combustion pressure, arrangement and injector quantity of a full scale liquid rocket combustor. In order to verify application, swirl coaxial injectors propelled by jet-A1 and liquid oxygen are tested at different conditions of a combustion pressure, a flowrate and an injector length. As a test result, the application of the present swirl coaxial injectors is excellent because an efficiency of a characteristic velocity is increased at the each test condition beyond that variation of dynamic pressure intensity is small.

초 록

단위 분사기의 실물형 연소기 적용 시 실물형 연소기의 배열, 구성 분사기 수량, 연소압 등의 이유로 동작환경이나 분사기 형상의 변화를 필요로 한다. Jet-A1과 액체산소를 추진제로 하는 동축 와류형 분사기의 실물형 적용성을 검토하기위해 연소압 증가, 추진제 유량 감소와 분사기 길이 증가 조건에서 연소시험을 수행하였다. 시험결과 연소압 증가와 추진제 유량 감소, 노즐길이 증가 시 특성속도효율이 개선되었으며 이에 반해 압력섭동의 강도는 미미하였고 특정한 주파수 대역을 보이지 않아 실물형 적용성이 우수하였다.

Key Words: Liquid Rocket Combustor(액체로켓 연소기), Swirl Coaxial Injector(동축 와류형 분사기)

1. 서 론

로켓엔진 연소기의 성능과 안정성에 직접적인 영향을 미치는 분사기의 개발은 로켓엔진 개발에 있어서 매우 중요한 부분이다.[1] 로켓엔진 연소기용 분사기의 효율적인 개발을 위해 다양한 분사기의 설계와 체계적인 시험을 통해 후보

* 한국항공우주연구원 연소기그룹

** 충남대학교 항공우주공학과

연락처, E-mail: iymoon@kari.re.kr

분사기를 선별한 후 다중 분사기로 이루어진 축소형 규모에서의 시험을 거쳐 최종 분사기를 선정하고 실물형 연소기를 제작하여 시험하는 과정을 거친다.[2] 선별된 분사기의 실물형 연소기 적용단계에서 실물형 연소기의 헤드구조, 분사기 배열, 연소압력 변화 등의 요인에 의해 선정된 단위 분사기의 설계변경이나 작동환경의 변화가 요구된다. 본 논문은 기 선정된 분사기의 실물형 연소기에 대한 적용성을 파악하기 위해 실물형 적용 시 발생할 수 있는 주요 변경인자인 분사기 길이변화, 추진제 공급유량 변화 및 연소압력 변화에 따른 연소성능 및 연소특성 변화를 실험을 통해 비교하였다.

2. 실험장치 및 방법

2.1 분사기

실험에 사용된 동축 와류형 분사기는 Jet-A1 과 액체산소를 추진제로 하는 산화제 중심 분사기로 Fig. 1에서 보여주는 것과 같이 산화제와 연료 모두 와류를 형성하며 분사된다. Type-I 을 기준 분사기로 하여 분사기 길이 변화에 대한 영향을 파악하고자 Type-I 에서 분사기 길이만을 변경한 변형 분사기 Type-II 를 설계·제작하였다. 연소압력 변화에 대한 영향을 알아보기 위해 기준 분사기에 2가지 크기의 노즐을 적용하여 추진제 공급유량의 변화 없이 52.5 bara와 70 bara의 연소압을 형성하도록 하였다. 유량변화에 대한 영향을 알아보기 위해 추진제 공급유량을 변화시킨 분사기의 경우 70 bara용 노즐을 사용하여 기준 분사기와 동일한 52.5 bara의 연소압을 형성할 수 있도록 기준 분사기의 추진제 공급유량인 316 g/s을 241 g/s로 변경하고 이에 적합한 별도의 분사기 Type-III를 설계·제작하였다. Table 1에 시험에 사용된 기준 분사기와 기준 분사기로부터 변형된 분사기 각각의 제원을 나타내었다.

2.2 연소실과 노즐

시험에 사용된 연소실은 기준 분사기인 Type-I 을 고려하여 연소압 52.5 bara, $C^* = 1685$ m/s, contraction angle 30° , 잔류시간 2.5 msec 로 설계·제작되었다. 연소실 실린더 부의 경우 SUS 케이스에 내경 52mm, 길이 75mm의 삭마재를 사용하였으며, 노즐부는 노즐 목 확대에 의한 성능변화를 막기 위해 수냉방식의 재사용 노즐을 적용하였다. 기준 분사기 사용 시 동일한 추진제 공급유량에서 52.5 bara와 70 bara의 연소압을 형성하도록 11.4 mm와 9.85 mm의 노즐목을 갖는 2개의 노즐을 사용하였다.

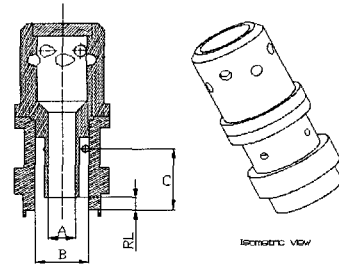


Fig. 1 Schematic of swirl coaxial injector

Table 1. Specification of swirl coaxial injectors

Injector	A (mm)	B (mm)	C (mm)	RL (mm)	Recess Number	Spary Angle (O/F) (deg)
Type-I	4.1	8.1	9.5	1.9	0.6	65/120
Type-II	4.1	8.1	16.7	1.9	0.6	65/120
Type-III	3.6	7.8	9.5	2.0	0.6	65/120

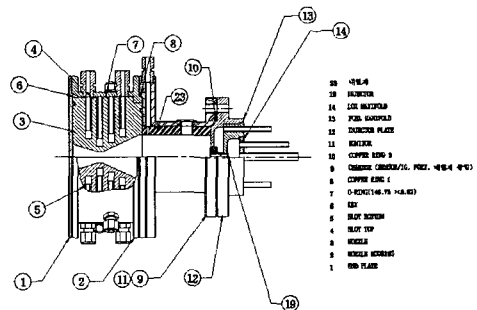


Fig. 2 Schematic of unielement thrust chamber

23 실험방법

추진제 공급은 고압 질소 가압방식을 사용하였으며 추진제 공급 유량 조절을 위해 캐비테이션 벤츨리가 사용되었다. 점화는 기체 메탄과 산소를 이용한 토치 방식의 점화기를 사용하였으며 연소 초기 연료를 먼저 공급하고 종료 시에는 산화제공급을 먼저 중단하여 연소시험 전체 구간에서 연료과잉을 유지할 수 있도록 하였다. 각 부위에서의 유량, 온도와 정압을 측정하였으며, 연소실, 연료 매니폴드, 산화제 매니폴드에서의 동압을 50kHz의 sampling rate으로 측정하였다. 연소 시험은 3초의 정상 연소 구간이 형성되도록 하였으며 Table 2에 정리한 시험조건에서 2~3회의 시험을 수행하였다.

Table 2. Hot-Firing Test Matrix

	Injector	Jet-A1 (kg/s)	LOx (kg/s)	O/F Ratio	Nozzle Diameter (mm)	Predicted Combustion Pressure
1	Type- I	84	232	2.77	11.4	52.5 bara
2	Type- I	84	232	2.77	9.85	70.0 bara
3	Type- II	84	232	2.77	11.4	52.5 bara
4	Type- III	64	177	2.77	9.85	52.5 bara

3. 실험결과

3.1 연소성능

시험대상 분사기와 연소기 모두 각각의 시험 조건에서 물리적 손상이 발생하지 않았다. 시험 결과 실제 공급된 추진제 양과 형성된 연소압력과 특성속도를 Table 3에 정리하였다. 특성속도 (C^*)는 추진제와 연소실만의 특성을 나타내는 로켓엔진 연소기의 대표적인 연소 성능인자이다.[3] 특성속도(C^*)의 정확한 계산을 위해 시험 전·후 노즐목 직경을 마이크로미터로 여러 번 측정하여 평균값을 사용하였다. Type- I의 경우 추진제 공급량이 동일한 조건 1과 2에서 보면 연소압 50.2 bara에 비해 72.2 bara의 연소압에서

특성속도가 112 m/s 만큼 증가함을 볼 수 있는데 이는 이론 특성속도 기준으로 볼 때 5.3% 증가에 해당한다. 이는 기준 분사기인 Type- I이 52.5 bara 보다 70 bara의 연소압에서 보다 효율적이라는 것을 보여준다. 분사기 노즐길이를 증가시킨 분사기 Type-II를 사용한 3번 시험의 경우도 Type- I의 1번 시험대비 5%의 특성속도 효율의 증가를 보였다. Type- I의 1번 시험 대비 추진제 공급유량을 76% 수준으로 감소시킨 분사기인 Type-III을 사용한 4번 시험의 경우 최고의 특성속도를 보여주었으며 1번시험 대비 특성속도효율이 6.1% 증가하였다. 이는 추진제 공급량 감소에 의한 미립화 증가와 동일한 연소실을 사용에 기인한 추진제 잔류시간 증가에 의한 영향이다.[4]

Table 3. Hot-Firing Test Result

	Injector	Jet-A1 (kg/s)	LOx (kg/s)	O/F Ratio	Chamber Pressure (bara)	Characteristic Exhaust Velocity (m/s)
1	Type- I	84.9	232.9	2.76	50.2	1613
2	Type- I	82.7	232.8	2.81	72.2	1725
3	Type- II	86.1	242.8	2.82	61.3	1702
4	Type- III	63.2	182.5	2.89	56.5	1733

3.2 연소 동특성

연소실에서 피에조 타입의 압력센서로 측정된 압력섭동을 Fig. 3에 나타내었다. Type- I의 경우 연소압 50.2 bara의 1번 시험에서의 연소실 압력섭동의 RMS(Root-Mean-Square)는 0.25 bar를 보였고 72.2 bara의 2번 시험에서의 연소실 압력섭동의 RMS는 0.08 bar로 낮아졌다. 이는 정상 연소압 대비 각각 0.5%, 0.1%에 해당하는 값이다. 동일한 분사기 Type- I을 사용한 1번과 2번 시험에서 연소실 압력섭동은 미미하였으며 상대적으로 고압의 연소압인 2번 시험에서의 압력섭동이 줄어든 것을 알 수 있다. Type-II를 사용한 3번 시험의 경우 압력섭동의 RMS인 1.4

bar는 연소압 대비 2.3%에 해당하는 값으로 이는 다른 시험조건과 분사기에 비해 상대적으로 높은 값이나 기준을 만족시킨다. 유량을 축소된 분사기 Type-III의 경우는 센서의 결함으로 압력 섭동의 계측에 실패하여 유량변화에 따른 압력 섭동은 비교할 수 없었다.

Figure 4는 2번 시험에서의 주파수 특성을 30~10,000 Hz의 band pass filter를 적용하여 나타낸 결과이다. 시험대상 분사기 모두 Fig. 4와 같이 연소실 내 동압의 주파수 특성이 어느 일정한 주파수에 결합되지 않고 100 Hz 대 저주파 영역에 넓게 분포해 있는 것을 볼 수 있는데 이는 시험 공급계 특성에 의한 영향이다.

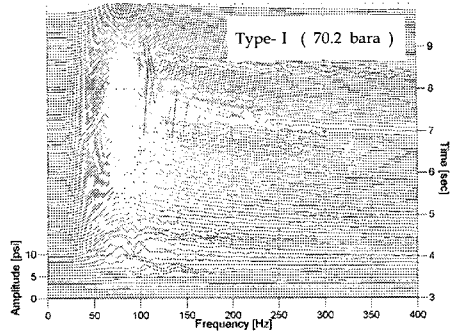


Fig. 4 Time Traces of Frequency Characteristics at Combustion Chamber

4. 결 론

Jet-A1과 액체산소를 추진제로 하는 산화제 중심 동축 와류형 분사기의 실물형 연소기 적용 시, 실물형의 형태와 배열, 유량과 연소압력에 의해 변화할 수 있는 분사기 길이와 연소압, 추진제 공급량을 변화시켜 연소실험을 수행하여 연소성능 및 동특성을 비교하였다. 실험에 사용된 기준 분사기의 경우 높은 연소압과 추진제 유량 감소, 노즐길이 증가 시 특성속도효율이 개선되었으며 압력섭동의 강도가 미미하였고 특정한 주파수 대역을 보이지 않아 실물형 적용성이 우수하였다.

참 고 문 헌

1. Huzel, D. K. and Huang, D. H., "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines," Vol. 174, AIAA, 1992
2. 조광래 등, "소형위성 발사체 개발사업(II)," 한국항공우주연구원 보고서, 2004.
3. Sutton, G. P., Rocket Propulsion Elements, 6th ed., John Wiley & Sons Inc., 1992
4. 서성현, 이광진, 한영민, 김승한, 김종규, 설우석, "이중와류 분사기를 적용한 고압 모델 연소기의 연소 특성 연구," 한국추진공학회지, 제8권, 제1호, pp. 54-60, 2004

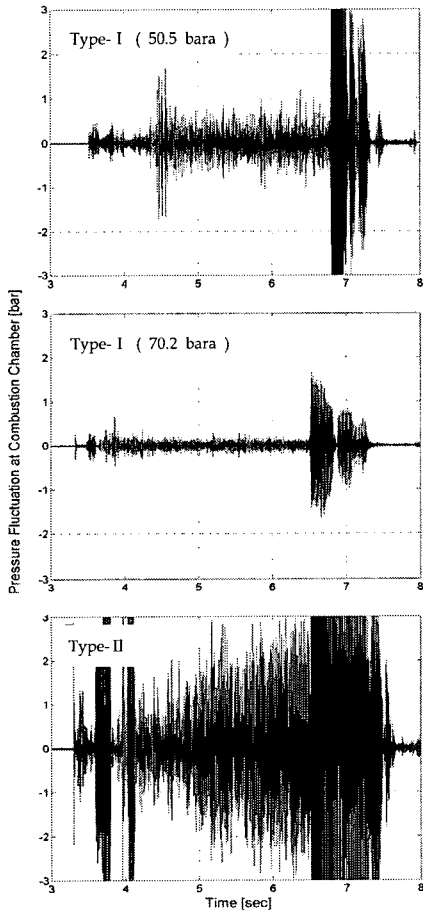


Fig. 3 Pressure Fluctuation of Combustion Chamber