

고압 축소형 연소기의 연소 성능 특성에 관한 연구

김종규* · 이광진** · 서성현* · 한영민** · 최환석**

Combustion Performance Characteristics of a High Pressure Sub-scale Liquid Rocket Combustor

Jonggyu Kim* · Kwang-Jin Lee** · Seonghyeon Seo* ·
Yeoung-Min Han** · Hwan-Seok Choi**

ABSTRACT

Combustion performance characteristics of subscale high-pressure combustor were investigated at 70 bar combustion pressure. All tests were successfully performed without any damage on the combustor. The mixing characteristics and distribution pattern of the injectors were found to have considerable influence on the combustion performance. The characteristic velocity of the combustor was higher in the injector with internal mixing than that of external mixing and in the injector with smaller mass flowrate. The pressure fluctuations at the propellant manifolds and the combustion chamber were measured to be less than 3% of the mean combustion pressure to meet the combustion stability criterion and to prove stable combustion characteristics of the combustor.

초 록

연소 압력이 70 bar인 고압 축소형 연소기의 연소성능 특성을 알아보았다. 모든 연소시험은 하드 웨어의 손상 없이 성공적으로 이루어졌다. 분사기의 혼합특성과 분사기 배열이 연소성능에 큰 영향을 미치는 요소임을 파악하였다. 연소기의 특성속도는 외부 혼합보다 내부 혼합 분사기에서 더 크게 나타났으며 단위분사기당 추진제의 유량이 감소함에 따라 특성속도도 증가하였다. 추진제 매니폴드 및 연소실에서 측정된 압력 섭동은 평균 연소압력의 3% 이하로 연소안정성 기준치 보다 낮은 값을 보여 안정적인 연소기임을 보였다.

Key Words: High Pressure Subscale Combustor(고압 축소형 연소기), Recess Number(리세스 수), Characteristic Velocity(특성속도)

1. 서 론

액체 로켓 엔진 연소기의 연소 성능에 관련된 인자는 여러 가지가 있는데, 연소기 헤드에 장착되는 분사기의 종류, 개수 및 배열 등에 따라 연소기의 성능이 달라진다. 즉, 연소기 헤드의 설계가 연소기의 성능을 좌우하는 중요한 요소가

† 2007년 9월 12일 접수 ~ 2007년 10월 18일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 연소기팀

** 중신회원, 한국항공우주연구원 연소기팀
연락처, E-mail: bellstar@kari.re.kr

된다. 하나의 실물형 연소기를 개발하기 위해서는 여러 단계를 거치게 된다. 먼저 몇 개의 후보 분사기들을 설계, 제작, 시험을 통하여 상호 비교하여 최종적으로 실물형에 적용할 분사기를 선택하는 단일 분사기의 개발이 선행되어야 한다. 이 때 선택된 분사기를 실물형에 바로 적용하기에 앞서 축소형 모델에 이 분사기들을 적용하여 검증하는 단계가 있어야 하는데 이는 이웃하는 분사기들 간의 상호 작용으로 인한 영향도 성능에 큰 영향을 미치기 때문에 몇 개의 분사기들로 구성된 연소기 헤드를 제작하여 시험을 통해 검증한다[1].

한국항공우주연구원에서는 케로신과 액체산소를 추진제로 하는 연소압력이 52.5 bar인 30톤급 연소기에 적용할 분사기들을 개발하여, 단일 분사기 시험, 축소형 연소시험을 마치고 실물형 연소시험을 진행하고 있으며, 또한 연소 성능이 향상된 고성능의 연소기를 개발 중에 있다. 이러한 고성능의 연소기 개발을 위해서는 연소압력의 상승이 필요하다. 이에 연소압력 70bar에서 작동하는 세 가지 모델의 고압 축소형 연소기 헤드를 설계, 제작한 후 연소시험을 수행하여 각 모델에 대한 연소성능을 비교하였다.

2. 고압 축소형 연소기 및 시험

2.1 고압 축소형 연소기

고압 축소형 연소기의 세 가지 모델에 대해 기술하면 우선 모델 #1에 적용된 분사기는 리세스 수(Recess Number)가 1.0인 혼합형의 동축 와류형 분사기이다. 분사기의 배열은 중앙 분사기의 중심으로부터 24 mm 떨어진 곳에 1열인 6개가 배열되고, 1열에서 다시 17 mm 떨어진 곳에 2열인 12개가 배열된다. 주 분사기와는 별도로 중앙의 분사기로 추진제가 유입될 수 있어서 연소시험 시에 점화가 주 분사기보다 먼저 진행된다[2]. 추진제의 총 유량은 6.0 kg/s이다. 모델 #2에 적용된 분사기는 리세스 수가 0.6인 혼합형

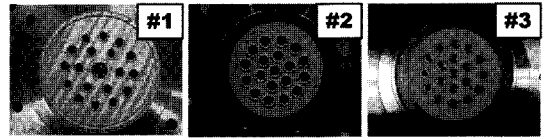


Fig. 1 High Pressure Subscale Combustor #1, 2, 3 Mixing Head

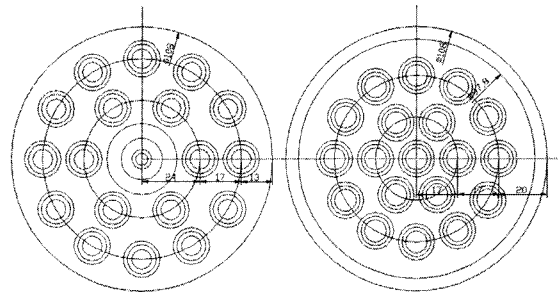


Fig. 2 Arrays of Injector in Mixing Head

동축 와류형이며, 배열은 중앙에 위치한 분사기로부터 17 mm 떨어진 곳에 1열이 배열되고, 1열에서 17 mm 떨어진 곳에 2열이 배열된다. 모델 #3은 총 추진제 유량을 모델 #2 유량의 약 82%인 유량 축소 분사기를 적용한 연소기 헤드이다. 분사기의 리세스 수와 분사기 배열은 모델 #2와 동일하다. Figure 1과 2에 각 모델의 연소기 헤드 및 분사기 배열을 나타내었다. 축소비와 잔류시간을 세 모델 모두 동일하게 하기 위해서 실린더 및 노즐목의 직경을 Table 1과 같이 구성하였다.

Table 1. High Pressure Subscale Combustor #1, 2, 3

	Unit	#1	#2	#3
분사기		혼합형 동축 와류형 (19ea)		
리세스 수		1.0	0.6	
분사기 간격	mm	24, 17	17, 17	
전체유량	kg/s	6.0		4.92
연소압	bar	70		
축소비		6.16		
잔류시간	msec	2.75		
연소실 직경	mm	108	97.8	
노즐목 직경	mm	43.5	39.4	

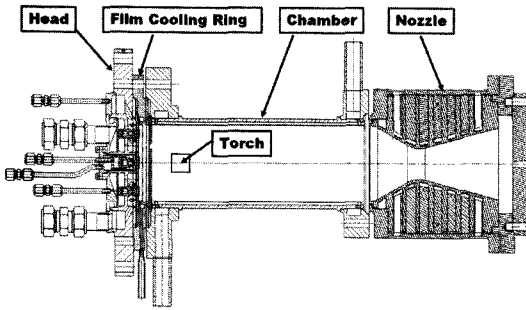


Fig. 3 High Pressure Subscale Combustor

모델 #1과 #2의 실린더는 재생냉각 방식의 연소실을 사용하였고, 모델 #3은 내경을 97.8 mm로 구성하기 위하여 내열재 방식의 연소실에 graphite 재질의 실린더를 따로 제작하여 삽입하였다. 노즐부는 8채널로 구성된 물냉각 방식의 노즐을 사용하였고, 연소실의 벽면을 보호하기 위하여 연소기 헤드와 실린더 사이에 막냉각링을 삽입하여 연소시험 시 전체 연료 유량의 약 12%를 유입하였다. Figure 3에 헤드, 막냉각링, 실린더 그리고 노즐부가 조립된 고압 축소형 연소기의 전체 구성을 나타내었다. 모든 모델의 연소기는 시험 시 메탄과 산소를 이용한 torch 점화기를 이용하여 점화하였다.

22 연소시험

연소시험은 한국항공우주연구원 내 소형연소시험장에서 이루어졌다. 추진제는 케로신과 액체 산소를 이용하였으며, 저장 탱크에서 가압 방식을 이용하여 연소기에 공급하였다. 설계점(연소압력 70 bar, 혼합비 2.48) 및 탈설계점(연소압력과 혼합비 기준 $\pm 15\%$ 범위) 연소시험을 수행하였으며, 모든 시험이 안정적으로 이루어졌다.

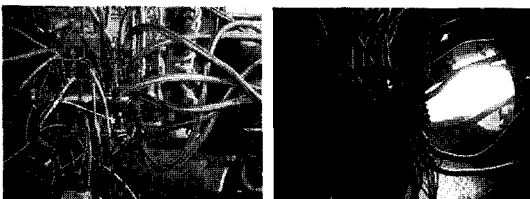


Fig. 4 Firing Test of High Pressure Subscale Combustor

3. 연소 시험 결과

3.1 추진제 매니폴드 및 연소실 압력

고압 축소형 연소기의 세 가지 모델에 대해서 총 7회의 설계점, 5회의 탈설계점 연소시험을 수행하였다. 정상 연소 구간은 4초이며, 하드웨어의 손상은 없었다. 본 논문에서는 설계점 연소시험의 결과들만 기술하였다.

Figure 5에 각 모델들의 설계점에서의 추진제

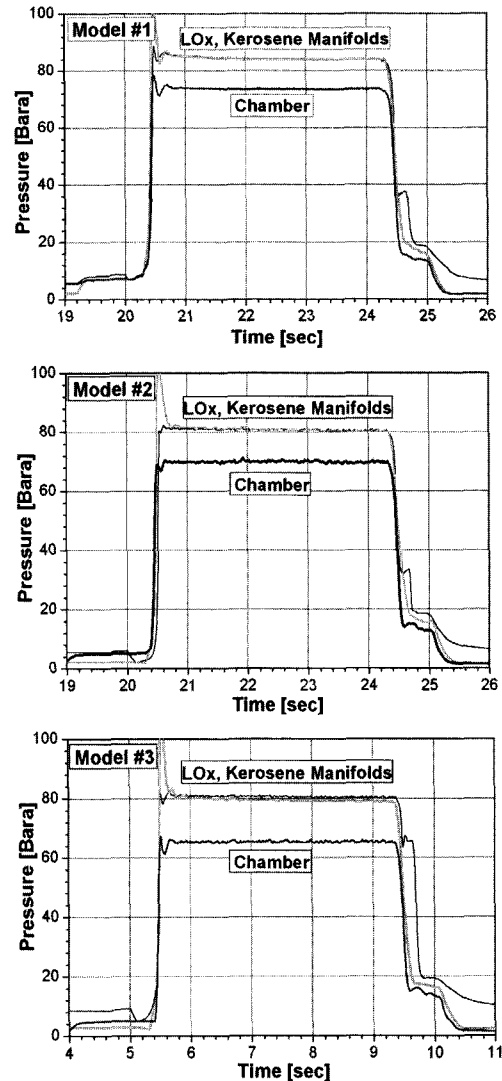


Fig. 5 Traces of Pressures in Propellants Manifolds and Combustion Chamber

매니폴드와 연소실의 압력 선도를 나타내었다. 다수의 설계점 연소 시험에서 연소 압력은 정상 구간 동안 일정한 값을 보였고, 모델 #1 연소기의 평균 연소압은 73.4 bar로 70 bar를 상회하였고, 모델 #2, #3 연소기는 각각 69.3 bar, 68.5 bar를 보여 예상보다 약간 낮은 압력을 보였다. 분사기의 차압은 모델 #1이 약 10.4 bar, 모델 #2, #3이 각각 11 bar, 15 bar로 다른 모델에 비해서 약간 높은 값을 보였다. 모델 #1의 연소기 헤드는 주 분사기가 점화되기 전에 중앙의 분사기가 먼저 점화가 이루지기 때문에 약 0.6 초간 먼저 압력이 상승하였다. Table 2에 시험결과를 정리하였다.

Table 2. Test Results of High Pressure Subscale Combustor #1, 2, 3

	Unit	#1	#2	#3
산화제 유량	kg/s	4.11	4.45	3.60
연료 유량	kg/s	1.76	1.88	1.43
산화제 매니폴드 압력	bar	83.92	80.46	81.12
연료 매니폴드 압력	bar	83.84	80.34	84.63
연소압	bar	73.43	69.30	67.69
혼합비		2.34	2.36	2.51

3.2 연소 효율

연소특성속도(C^*)로 나타나는 연소효율을 Fig. 6에 나타내었다. 모든 모델들의 설계 시 예상 특성속도는 모두 1716 m/s이다. 모델 #1의 경우는 이보다 더 상회하는 1767 m/s의 값을 보여주었으나 모델 #2와 #3은 각각 1585 m/s, 1614 m/s로 예상치 보다 낮은 특성속도를 보여주었다. 모델 간 특성속도 차의 원인은 크게 분사기의 특성차이와 헤드에서의 분사기 배열의 차이로 예상할 수 있다. 우선 모델 #1의 분사기는 리세스 수가 1.0인 분사기로서 모델 #2와 #3의 0.6인 분사기 보다 리세스 수가 크다. 이러한 결과는 단일 분사기 연소 시험에서도 알 수 있듯이 분사기의 리세스 수가 증가 할수록 연소특성속도는 증가한다[3]. 이는 추진제의 혼합특성에 기인하는 것으로서 리세스 수가 0.6인 분사기는 외부혼합의 특성을 보이고, 리세스 수가 증가할수록 내

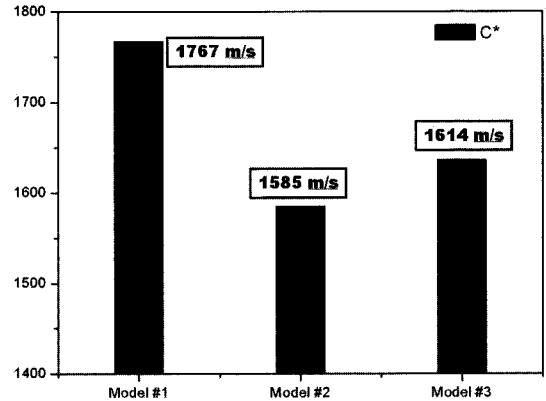


Fig. 6 Comparison of Characteristic Velocity of High Pressure Subscale Combustor #1, 2, 3

부혼합의 특성을 보여 혼합특성이 향상된다. 또 하나의 원인으로서는 분사기의 배열인데 세 가지 모델들의 연소기 헤드에는 19개의 분사기가 배열이 되는데 중앙에 하나의 분사기가 배열되고, 1열에는 6개, 2열에는 12개의 분사기가 배열된다. 모델 #1의 분사기 배열이 #2, #3에 비해서 좀 더 넓게 분포되어 있고, 모델 #2와 #3의 분사기 배열은 동일함을 Fig. 2로부터 알 수 있다. 모델 #2와 #3의 경우는 #1과의 비교 시 연소시켜야 할 추진제의 분포가 상대적으로 중앙에 편중 되어 있어 모델 #1의 연소기에 비해 낮은 연소특성속도를 보이는 것으로 판단된다. 이렇듯 하나의 분사기 특성이 연소기의 효율에 영향을 미치는 물론 이웃하는 분사기들 간의 간격 또한 효율에 큰 영향을 주는 것으로 보인다. 모델 #2와 #3의 연소기는 분사기의 리세스 수 및 분사기의 배열이 동일하고, 추진제의 유량이 다른 연소기이다. 이 두 모델 간의 연소특성속도의 차이는 크지는 않으나 추진제의 유량이 감소한 모델 #3의 연소기의 효율이 약 2%가 더 높다. 이는 연소압이 52.5 bar 조건인 단일 분사기 연소시험에서 이미 도출된 결과이다[4]. 단일 분사기 연소시험에서 유량이 약 24% 감소된 연소기의 연소 효율이 정격유량 연소기 대비 약 6% 증가하였는데, 이는 추진제 공급량 감소에 의한 미립화의 증가로 인한 것으로 판단된다. 이러한 결과로

고압 축소형 연소기에서도 추진제의 감소로 인한 미립화의 향상이 전체적인 연소 효율의 상승 원인으로 작용한 것으로 보인다.

3.3 동적 특성

고압 축소형 연소기의 연소 시험 시 추진제가 유입되는 공급 설비 라인과 연소기 헤드 각각의 추진제 매니폴드 및 연소실에 동압 센서를 장착하여 동특성을 파악하였다. 이는 압력 섭동을 파악하여 연소 안정성 특성을 알아보기 위한 것이다. Figure 6에 각 연소기의 연소실 동압을 나타내었다. 그래프의 값은 실제 측정된 동압 신호를 30 Hz high pass filtering을 한 값으로 모두 5 bar 이하의 값을 보여주고 있어 안정한 연소가 이루어 졌음을 알 수 있다. Figure 7에는 연소실(FCC1, FCC2)과 연료 매니폴드(FFIC), 산화제 매니폴드(FOIC)에서의 동압신호를 필터링하고 RMS(Root Mean Square)취한 값을 평균 연소압력의 백분율로 나타낸 값을 도시하였다. 모두 3% 미만의 값을 보여주고 있어서 연소안정성에 관한 JANNAF standard인 10% 이하 조건을 만족한다[5]. 특히 모델 #1의 압력 섭동이 다른 모델에 비해 작아 상대적으로 연소 안정성이 뛰어난 연소기임을 알 수 있다.

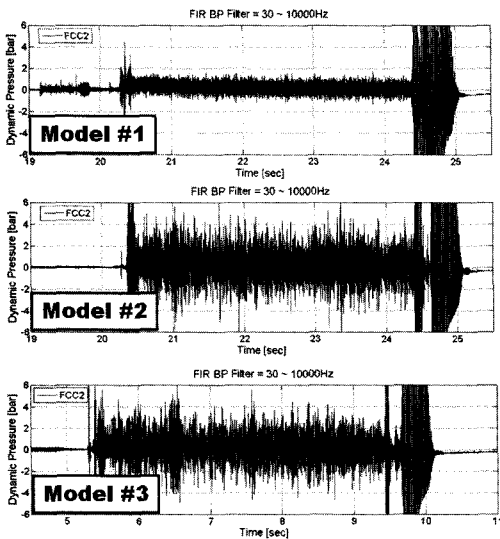


Fig. 6 Traces of Dynamic Pressures in Combustion Chamber

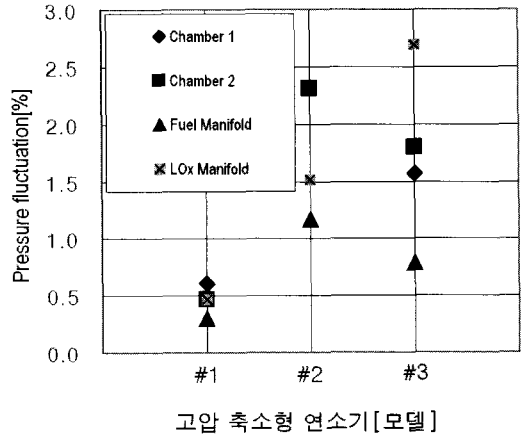


Fig. 7 Pressure Fluctuation in Combustion Chamber

4. 결 론

연소압력이 70 bar에 이르는 고압 축소형 연소기 세 가지 모델의 연소 성능 특성을 알아보았다. 모든 연소 시험은 안정적으로 이루어 졌으며, 하드웨어의 손상은 없었다. 연소 성능에 큰 영향을 미치는 요소는 분사기와 분사기의 배열에 있음을 알 수 있었다. 추진제의 외부 혼합특성을 보이는 분사기보다는 내부 혼합 특성을 보이는 분사기일수록 즉, 리세스 수가 큰 분사기일수록 연소특성속도가 큼을 보였고, 분사기의 배열도 연소특성속도에 상당한 영향을 미침을 알 수 있었다. 또한 단위분사기당 추진제의 유량이 감소함에 따라 축소형 연소기의 특성속도가 증가함을 알 수 있었다. 각 모델들의 추진제 매니폴드 및 연소실에서의 압력 섭동도 기준치 보다 매우 낮은 값을 보여 안정적인 연소기임을 보였다. 그러나 추후 실물형 연소기에 위의 분사기들을 적용할 경우 연소 불안정 현상이 발생할 소지가 있어 이에 대한 평가는 좀 더 세부적인 연구가 필요하다.

참고 문헌

1. 김종규, 이광진, 송주영, 문일윤, 최환석, "축소형 액체로켓엔진 연소기 연소특성에

- 대한 연구," 한국추진공학회 2006년 춘계 학술대회, pp.288-293, 2006.
2. 한영민, 서성현, 문일윤, 이광진, 임병직, 최환석, "액체로켓엔진용 축소형 연소기 설계점 및 탈설계점 연소성능시험," 제6회 우주발사체기술 심포지움, 2006.
 3. 이광진, 서성현, 한영민, 김승한, 조원국, "액체로켓엔진용 동축스윙 분사기의 recess 변화에 따른 연소성능 연구," 제3회 한국유체공학 학술대회 논문집, 2004.
 4. 문일윤, 김종규, 한영민, 유진, 이양석, 고영성, "유량 및 연소압에 따른 액체로켓 단위 분사기 연소 특성 변화," 한국추진공학회 2005년 추계학술대회, pp.247-250, 2005.
 5. M, Rocker and T.E. Nesman, "Elimination of Intermediate Frequency Combustion Instability in the Fastrac Engine Thrust Chamber," PERC 2001, October, 2001, pp. 115-130.