

30톤급 액체로켓엔진 연소기 연소시험 성능결과

한영민* · 김종규* · 이광진* · 서성현* · 임병직* · 안규복* · 최환석*

Combustion Performance Results of Combustion Chamber for 30ton-f Class Liquid Rocket Engine

Yeoung-Min Han* · Jong-Gyu Kim* · Kwang-Jin Lee* · Seonghyeon Seo* ·
Byoungjik Lim* · Kyubok Ahn* · Hwan-Seok Choi*

ABSTRACT

The overall results of combustion tests performed for a 30 tonf-class full-scale combustion chambers of a liquid rocket engine were described. The combustion chambers have chamber pressure of 53~60 bar and propellant mass flow rate of 89 kg/s. The combustion chamber is composed of mixing head, SUS baffle, baffle injector, ablative chamber, channel cooling chamber and regenerative cooling chamber. The test results show that the combustion characteristic velocity is in the range of 1673~1730 m/sec and the specific impulse of the combustion chamber is in the range of 254~263 sec. As the recess number of the injectors increases, the combustion characteristic velocity increases. And as the combustion characteristic velocity increases, the specific impulse of the combustion chamber also increases.

초 록

추력 30톤급 액체로켓엔진 실물형 연소기에서 수행했던 연소시험의 전반적인 성능결과에 대해 기술하였다. 연소기 연소압력은 약 53~60 bar 그리고 추진제 유량은 약 89 kg/s이다. 30톤급 실물형 연소기는 연소기 헤드, SUS 배플, 배플분사기, 내열재 연소실, 냉각채널 연소실 그리고 재생냉각 연소실 등으로 구성하였다. 연소특성속도는 약 1673부터 1730 m/sec이며, 비추력은 약 254에서 263 sec 정도의 값을 얻었다. 일반적으로 분사기의 RN 증가에 따라 연소특성속도는 증가하였다. 또한, 연소기의 비추력은 연소특성속도 증가에 따라 증가함을 보여 주었다.

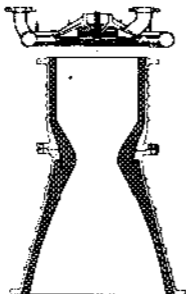
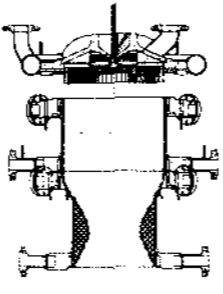
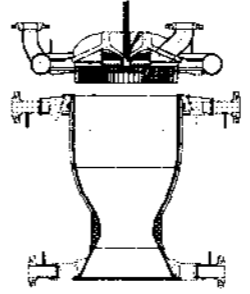
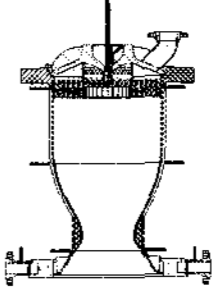



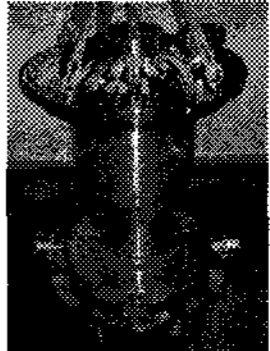
Key Words: Combustion Characteristics Velocity (연소특성속도), Specific Impulse (비추력), Regenerative Cooling (재생 냉각)

1. 서 론

우주발사체용 액체로켓엔진 연소기는 엔진의 비추력 성능 및 발사체의 신뢰성에 큰 영향을 미치는 부품이다. 액체로켓엔진의 연소기는 추진제를 균일하게 분포시켜 분사하는 연소기 헤드, 추진제를 혼합한 후 연소시켜 고온 고압의 가스

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

Table 1. 추력 30톤급 실물형 연소기 EM#1, 2, 3, 5-1 (규격 및 사진)

	EM#1	EM#2	EM#3	EM#5-1
개략도				
제작 사진				
특징	연소압력 : 52.5 bar 내열재 연소실(e=11) SUS 배플	연소압력 : 52.5 bar 채널냉각 연소실(e=2.5) 배플 분사기	연소압력 : 52.5 bar 채널냉각 연소실(e=3.2) 배플 분사기	연소압력 : 60 bar 채널냉각 연소실(e=3.5) 배플 분사기

를 생성하는 연소실, 연소가스를 높은 속도로 방출시켜 추력을 얻는 노즐 그리고 점화시스템 및 추력전달 구조물 등으로 구성되어 있다[1]. 액체로켓엔진 연소기의 연소실에서는 연소현상에 의해 매우 강한 열 방출이 발생하는데, 이러한 열악한 열환경에 견디기 위해서, 연소실 내피는 대부분 열전도가 높은 구리합금 채널을 사용한 재생냉각, 연료를 이용한 막냉각 그리고 내벽으로 열을 차단하는 열차폐코팅(TBC) 등을 사용한다. 그 외 연소실 벽면 보호를 위해 여러 가지 냉각 방식을 사용하고 있으며, 연소기 열유속의 정도 및 연소기 내피의 재료 등에 따라 위의 냉각 방식을 조합해서 사용한다[1].

우주발사체용 액체로켓엔진을 개발하기 위해 선행개발 연구로 수행했던 30톤급 연소기 4가지 EM(개발용 모델)의 연소시험에 얻어진 결과들 본 논문에서 기술하였다. 각각 EM의 연소시험 결과 도출한 연소특성속도 및 비추력에 대해 기술하였고 또한 하드웨어 변경에 따른 성능변화를 상호 비교 정리하였다.

2. 실물형 연소기 및 연소시험

2.1 실물형 연소기 EM#1, 2, 3, 5-1

본 논문에서 기술된 연소기는 추력 30톤급 및 연소압력 50~60bar 수준으로 우주발사체용 액

체로켓엔진 개발을 위한 선행연구의 일환으로 설계/제작/연소시험된 것들이다. 30톤급 연소기의 상세한 규격은 참고문헌[2,3,4,5]에 제시되어 있다. 단위분사기 및 축소형 연소기 개발에서 얻어진 성능 및 경험을 가지고 추력 30톤급 연소기의 작동성/연소안정성/연소효율 등을 검증하기 위한 첫 개발 모델 EM#1은 연소압력 52.5 bar로서 연소기 헤드부, SUS 배플, 내열재 연소실(노즐 확대비 e=11)로 구성되어 있다. 연소기 헤드부에는 케로신 최외곽 냉각 분사기 60개를 비롯하여 총 325개 분사기가 있으며 산화제 매니폴드, 연료 매니폴드 그리고 연료링 등으로 구성되어 있다. 연소기의 작동성, 연소효율 그리고 배플길이에 대한 연소안정성 평가가 끝난 후 제작한 EM#2은 연소기 헤드부 및 냉각채널 분리형 연소실(e=2.58)로 구성되어 있다. 연소기 헤드부는 길이 38 mm 배플 분사기 60개 및 최외곽 냉각 분사기 60개 등을 포함한 352개 분사기로 이루어졌다. 냉각채널 연소실은 실린더부와 노즐 목부가 분리되어 조립형태로 이루어져 있고 채널 형상은 직선형이고 채널 높이는 약 4 mm, 리브 두께는 약 1 mm인 첫 30톤급 냉각채널 연소실이다. 배플분사기의 내구성 및 부분적인 냉각채널의 검증이 이루어진 후 제작한 EM#3은 연소기 헤드부 및 일체형 냉각채널 연소실(e=3.2)로 이루어져 있다. 연소기 헤드부는 EM#2와 거의 동일하며 산화제 공급의 균일성을

위해 분배기 수정이 이루어졌다. 냉각채널 연소실의 경우 실린더부와 노즐목부가 연결된 일체형 연소실로 일정한 채널 폭 1.2 mm 이외의 채널 형상 및 규격은 EM#2와 비슷하다. 연소기 연소안정성, 연소효율 그리고 케로신 냉각채널 성능 등을 확인한 후 제작한 EM#5-1은 연소압력이 60 bar로 상승하였고 연소기 헤드부와 케로신 냉각 연소실로 이루어진 칫 30톤급 재생냉각 연소기이다. 연소기 헤드부는 EM#1~3에 있던 연료 공급링이 없어졌고 분사기 및 타 형상은 EM#3과 거의 비슷한 구조이다. 연소실은 재생냉각을 위한 연료 입구링과 채널부 그리고 출구 측의 EBW 구조로 구성되어 있다. 연소실의 실린더부 경우 기존 냉각채널 연소기 채널과 같은 규격이고 노즐목부의 경우 채널 형상이 직선형이 아닌 각도 15도를 갖는 spiral 형태이다.

22 연소 시험

연소기 작동성/연소안정성 확인이 주 목적이었던 EM#1에서는 22회, 약 58초 연소시험을 수행하였다. 노즐 확대비 11인 내열재 연소실과 SUS 배플을 장착하여 15회, 채널냉각 연소실을 장착하여 물/케로신 냉각시험 5회, 분사기의 RN=1 그리고 내열재 연소실을 장착하여 2회 연소시험 2회를 수행하였다. EM#2은 9회, 185초 연소시험을 수행하였는데, 확대비 11인 내열재 연소실을 장착하여 3회, 채널냉각 연소실(EM#2, 3)을 장착하여 6회 수행하였다(최대 연소시간 60초). EM#3은 2회, 66초 연소시험을 수행하였는데, 냉각 채널 연소실을 장착하여 연소시험 도중 설비 질소 가스 유입에 따른 헤드 손상이 발생하였다. EM#5-1은 5회, 133초 연소시험을 수행하였는데 설계점 4회 및 고온 고압인 탈설계점 1회 시험을 수행하였다(최대 연소시간 50초).

3. 연소시험 결과 정리

3.1 연소기 EM#1의 연소시험 결과

3.1.1 연소기 EM#1의 연소시험 결과(연소성능)

추력 30톤급 연소기 EM#1 연소시험은 내열재 연소실, 냉각채널 연소실 그리고 분사기의 RN

증가 등의 하드웨어 변경을 걸쳐 이루어졌다. EM#1의 전체 연소시험에서 얻은 혼합비와 연소압력에 대한 것을 Fig.1에 제시하였다. 연소특성속도는 혼합비가 약 2.3 근처에서 최대값을 보였다(Fig.2). 연소기 헤드의 분사기 LOx post을 가공하여 RN=0.6에서 RN=1.0으로 한 경우 설계점 연소특성속도는 1673 m/sec에서 약 2.6% (44 m/sec) 증가한 1718 m/sec로 측정되었다(Fig.3). 이는 단위분사기 연소시험 및 축소형 연소기에서 보여준 바와 같이 RN이 증가할수록 분사기에서 산화제와 연료의 혼합이 증대하여 연소효율이 올라가는 현상에 의한 것이다.

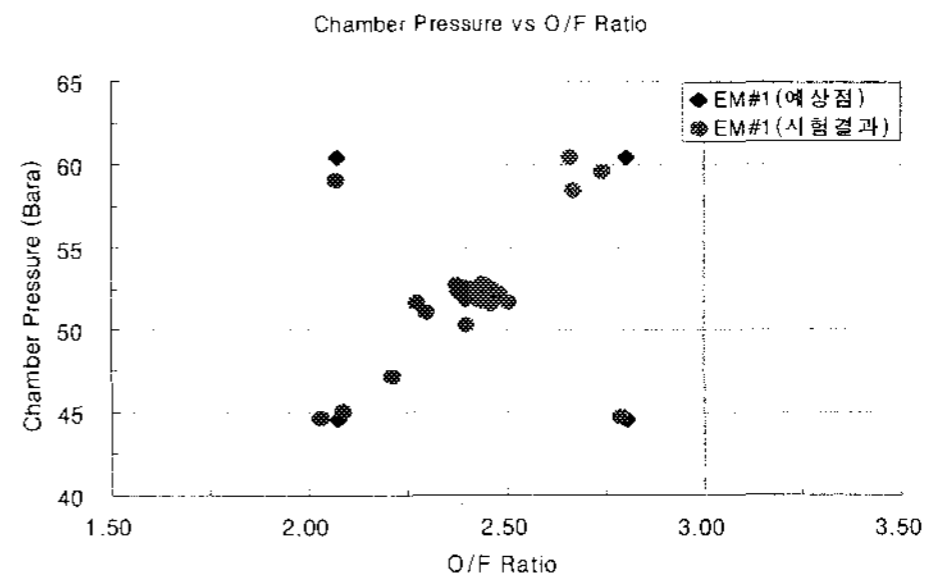


Fig. 1 실물형 연소기 EM#1의 혼합비 및 연소압력

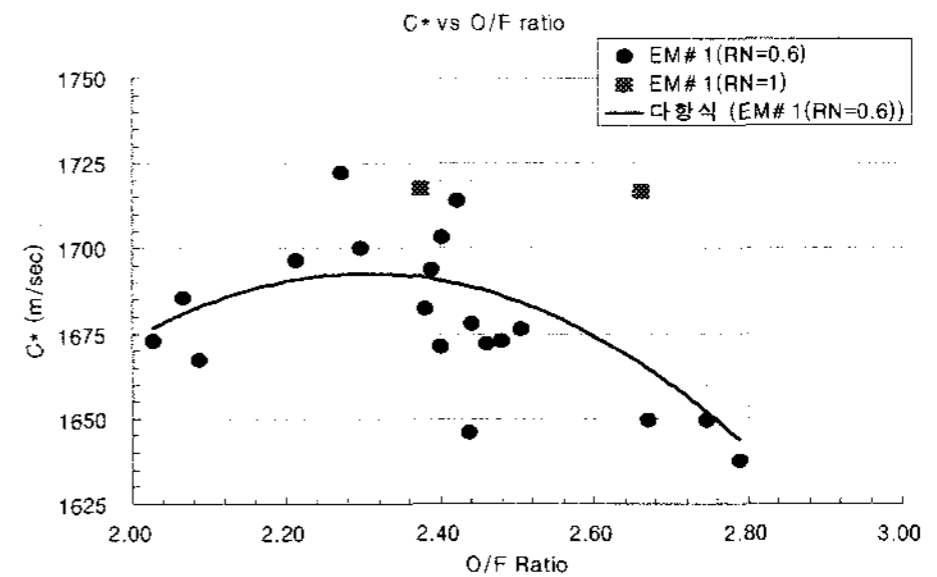


Fig. 2 실물형 연소기 EM#1의 혼합비에 따른 연소특성속도

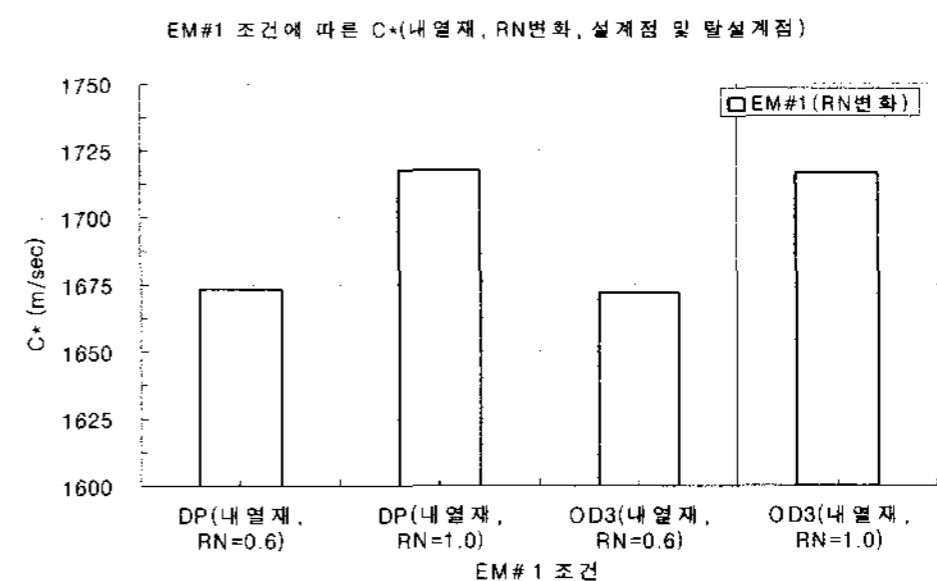


Fig. 3 실물형 연소기 EM#1의 연소특성속도

3.1.2 연소기 EM#1의 연소시험 결과(비추력)

노즐 확대비 11인 내열재 연소실을 사용하여 측정된 비추력은 압력 및 연소특성속도에 비례하는 경향을 보이고 있다(Fig.4). 동일한 압력조건에서 data의 개체수가 부족하지만 본 EM#1의 연소시험에서는 혼합비가 약 2.4~2.5사이에서 비추력 최대값을 나타내고 있다(Fig.5).

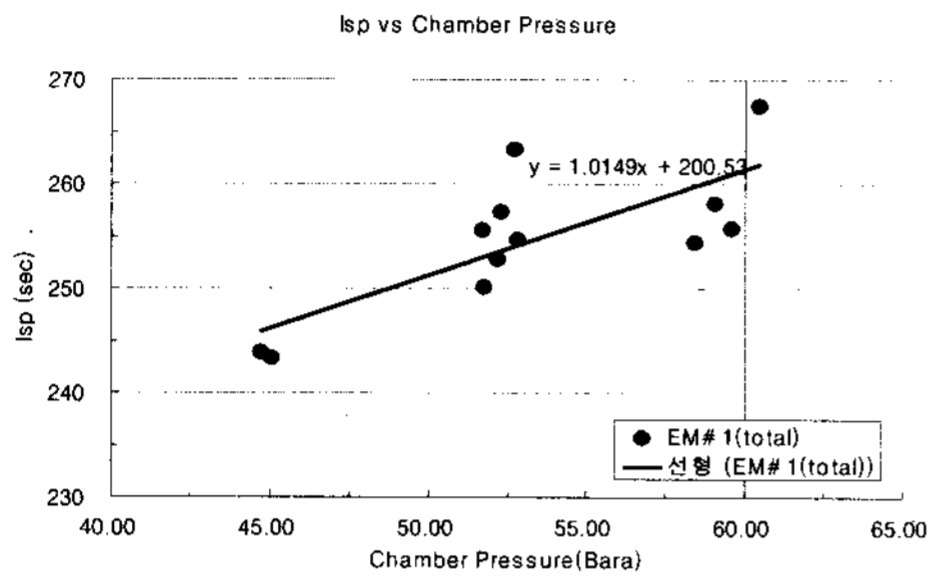


Fig. 4 실물형 연소기 EM#1의 압력에 따른 비추력

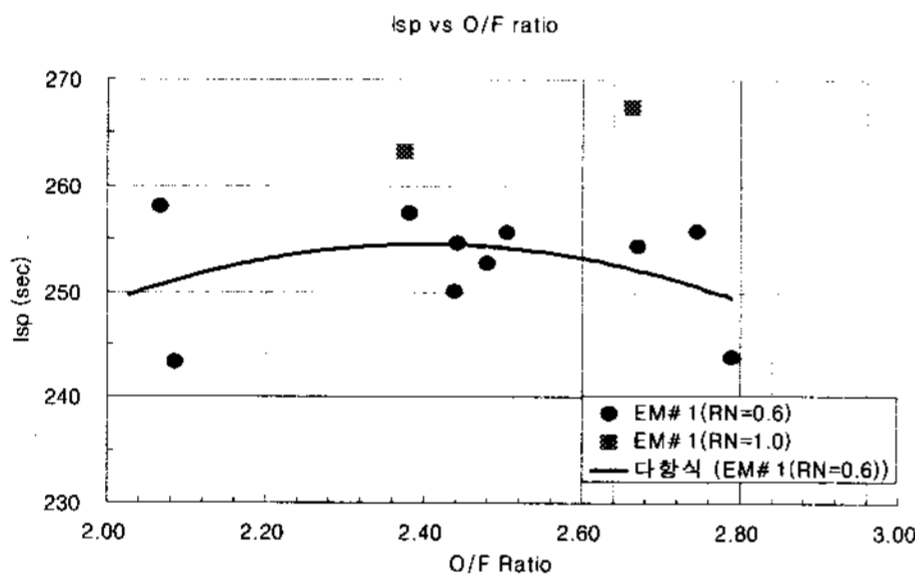


Fig. 5 실물형 연소기 EM#1의 혼합비에 따른 비추력

3.2 연소기 EM#2의 연소시험 결과

배플 분사기를 장착한 EM#2의 연소시험 결과 혼합비에 따른 연소압력을 Fig. 6에 제시하였다. EM#2(RN=0.6) 내열재 연소실에서 채널 냉각 연소실로 변경됨에 따라 설계점 연소특성속도는 1725 m/sec에서 약 0.5%(9 m/sec) 감소한 1716 m/sec로 측정되었다. 연소기 헤드의 분사기 LOx post를 가공하여 RN=0.6에서 RN=1.0으로 한 경우 설계점 연소특성속도는 1716 m/sec에서 약 1.2% (21 m/sec) 증가한 1737 m/sec로 측정되었다(EM#1과 같은 경향).

3.3 연소기 EM#3의 연소시험 결과

산화제 공급 매니폴드 의 수정과 일체형 연소실을 장착한 EM#3의 연소시험 결과를 Fig.8에

제시하였다. 연소특성속도는 약 1720 m/sec로 EM#2와 비슷하였다. 연소시험은 2회이었지만 연소시간을 54초까지 수행하여 연소기 헤드 및 케로신 채널 냉각 연소실의 내구성을 확인했다는 큰 의미를 가지고 있다.

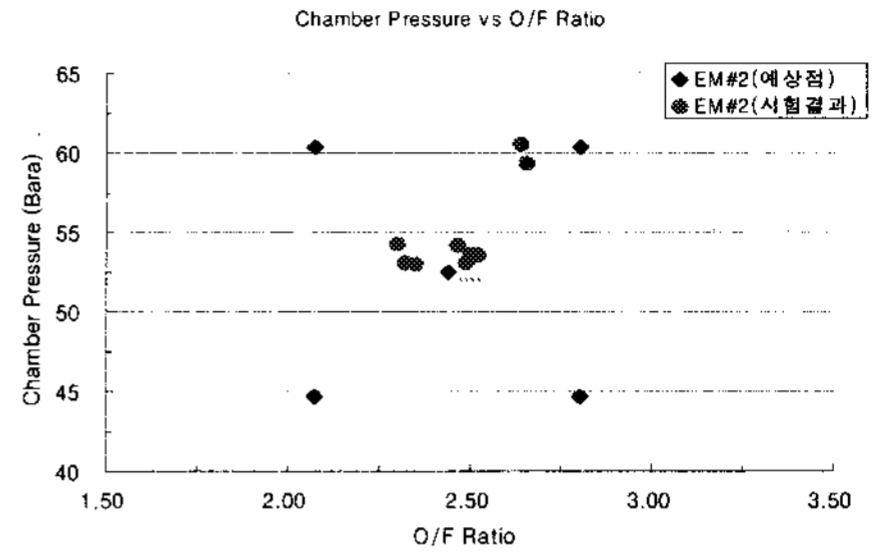


Fig. 6 실물형 연소기 EM#2의 혼합비와 연소압력

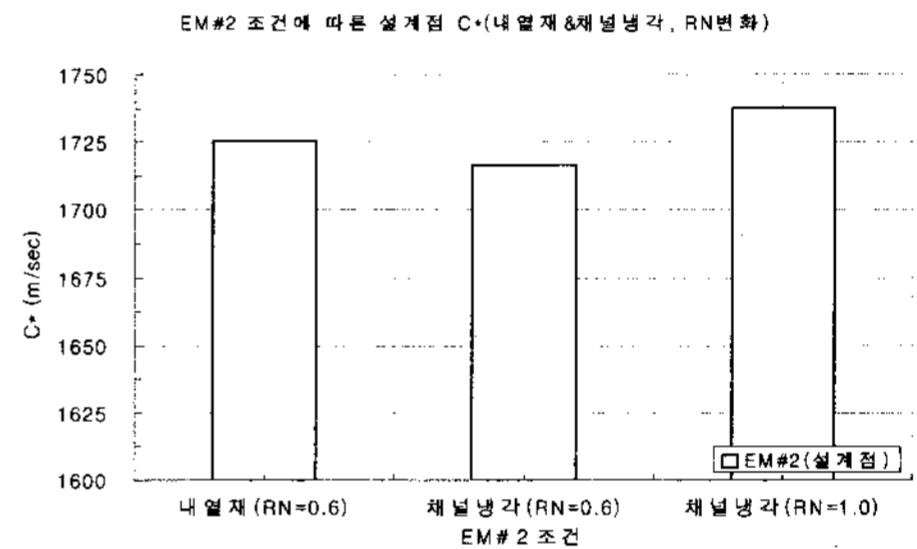


Fig. 7 실물형 연소기 EM#2의 연소특성속도

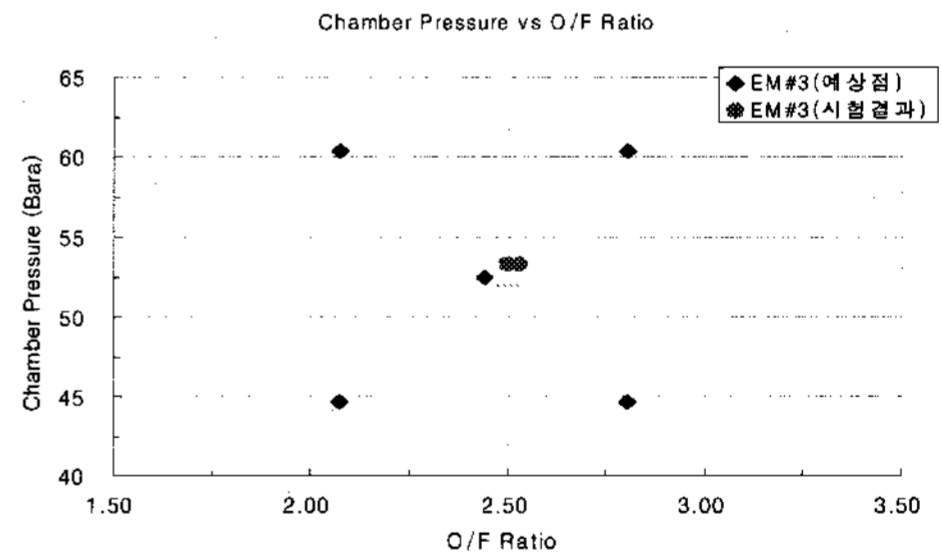


Fig. 8 실물형 연소기 EM#3의 혼합비 및 연소압력

3.4 연소기 EM#5-1의 연소시험 결과

추력 30톤급 재생냉각 연소기인 EM#5-1의 연소시험 결과를 Fig. 9에 제시하였다. 30톤급 재생냉각 첫 연소기로서 전체 5회, 최대 50초(2회) 연소시험을 성공적으로 수행하였다. 설계점에서 연소특성속도는 약 1727 m/sec이고 탈설계점 OD3에서는 약 1721 m/sec이다. 연소기 EM#1, 2, 3에 비해 높은 값을 보이는데 이는 연소압력 증가(52.5 bar → 60 bar) 및 재생냉각에 의한 연

료 공급온도의 증가 등으로 볼 수 있다. 향후 재생냉각 연소기의 경우 연소실 냉각량 최적화, 노즐 확대비의 증가에 따른 연료 공급 초기 엔탈피의 증가 등에 의한 연소 효율 증가로 설계점 기준 1720 m/sec 이상을 달성할 수 있을 것으로 판단된다.

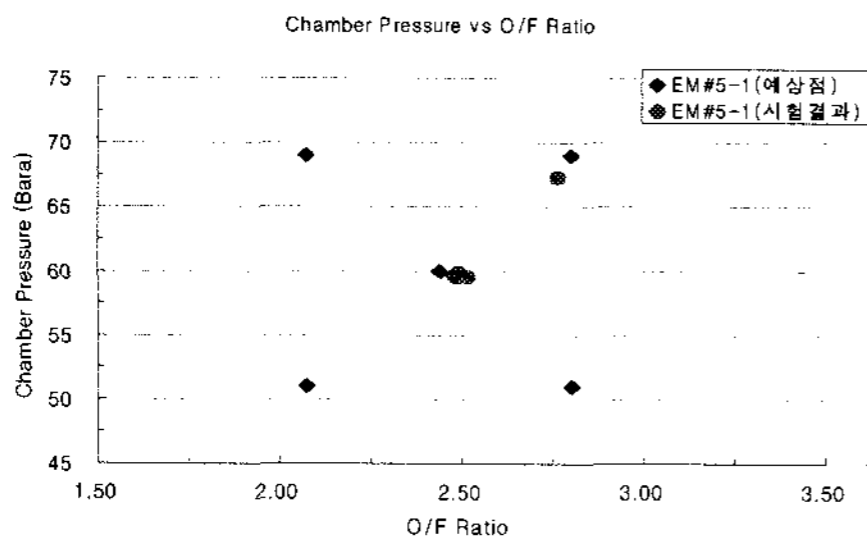


Fig. 9 실물형 연소기 EM#5-1의 혼합비 및 연소압력

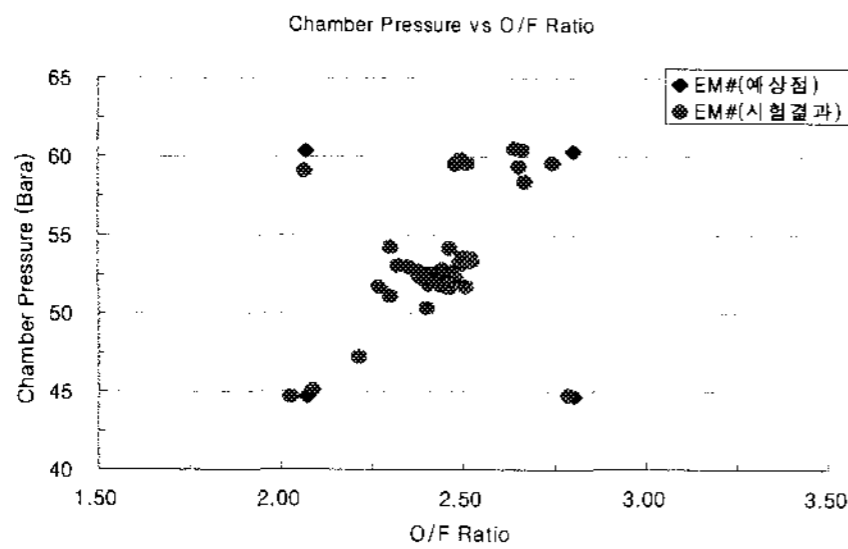


Fig. 10 30톤급 실물형 연소기의 혼합비 및 연소압력

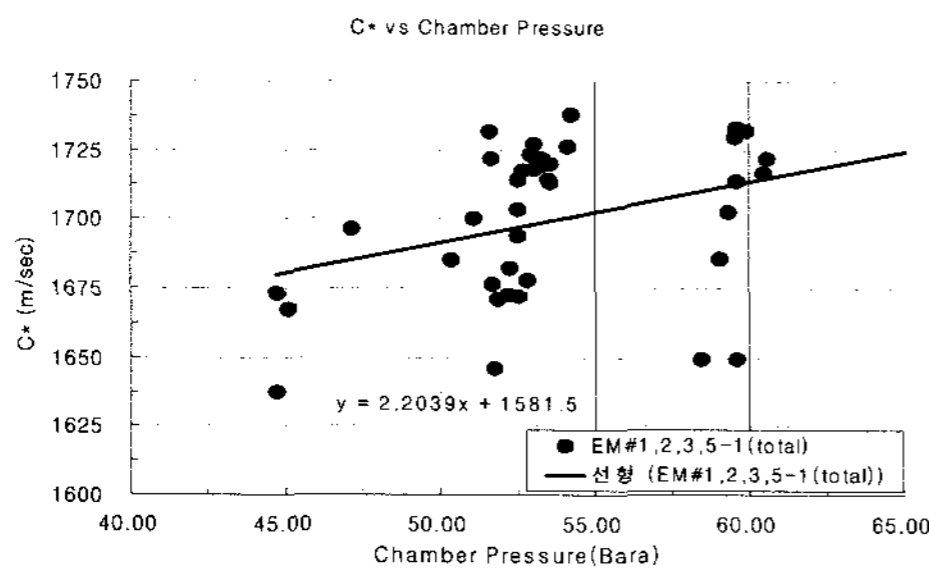


Fig. 11 30톤급 연소기 압력에 따른 연소특성속도

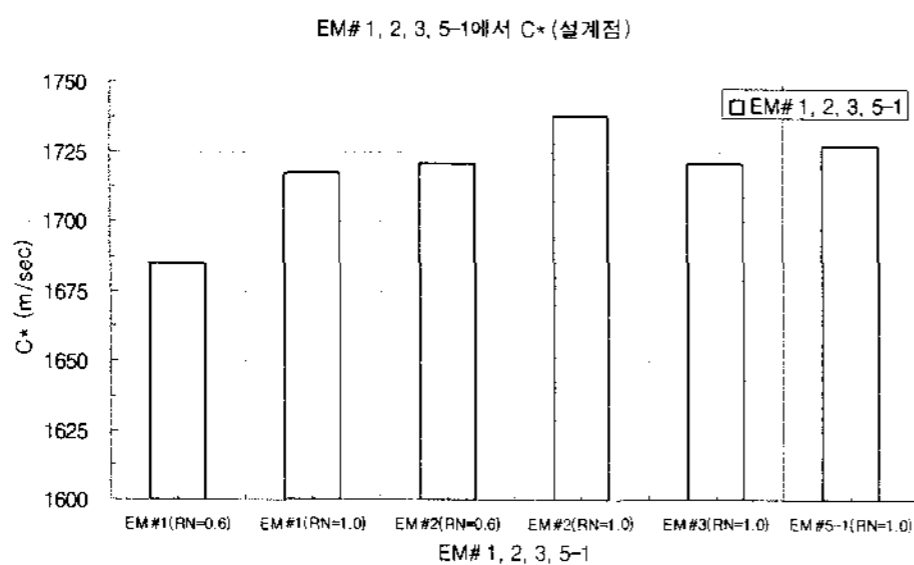


Fig. 12 30톤급 연소기에 따른 연소특성속도

3.5 추력 30톤급 연소기 EM 연소시험 전체 결과

추력 30톤급 연소기의 EM#1 - 5-1에서 수행한 연소시험결과에서 혼합비 및 연소압력에 대한 data을 Fig. 10에 제시하였다. 연소특성속도는 설계점(연소압력 52.5 bar)에서 약 1700 m/sec 이상이고 연소압력 60 bar에서는 약 1720 m/sec 정도의 값을 보이고 있다.

4. 결 론

추력 30톤급 액체로켓엔진 연소기에서 수행했던 연소시험의 전반적인 연소성능 결과를 제시하였다. 4가지 개발형 모델의 설계/제작/연소시험을 수행하여 연소안정성, 연소효율, 재생냉각 등에서 만족할 만한 성능을 얻었다. 현재 노즐 확대비가 큰 연소실에 대한 제작을 완료하여 케로신을 사용한 재생냉각 연소기에 최종적인 연소시험을 준비하고 있다. 본 결과는 국내 설계/제작/시험과 국내 소재를 사용한 케로신 재생냉각 연소기의 기술적인 검증을 의미하는 것으로, 향후 우주발사체용 액체로켓엔진 대형 연소기 개발에 큰 도움이 될 것이다.

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. 한영민의 6인, "지상연소시험용 실물형 고압 연소기의 설계," 한국추진공학회 춘계 학술대회 논문집, 2005.4, pp.299-304
3. 이광진의 6인, "실물형 액체로켓 연소기의 연소안정성 평가시험," 항공우주기술, 제5권 제1호, 2006, pp.122-131.
4. 한영민의 5인, "실물형 액체로켓엔진 연소기 케로신냉각 연소시험 성능결과," 한국추진공학회 추계학술대회, 2006.11
5. 최환석의 4인, "추력 30톤 LOx/Kerosene 재생냉각 연소기 개발 현황," 한국항공우주공학 학회 추계학술대회, 2007.11