

# 75톤급 액체로켓엔진 연소기 저압시험을 통한 연소성능 예측

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

## Performance Prediction of Combustion Chamber for 75 ton LRE through Firing Tests at Low Pressure

Yeoung-Min Han\* · Jong-Gyu Kim\* · Kwang-Jin Lee\* · Byoung-Jik Lim\* · Seonghyeon Seo\* · Hwan-Seok Choi\*

### ABSTRACT

The performance of 75 ton liquid rocket engine combustion chamber for a space launch vehicle was predicted through firing tests at low pressure. In low pressure tests of 75 ton LRE combustor chamber, the combustion characteristic velocity of 1750 m/sec and the specific impulse of 240 sec were obtained which are higher than the low pressure performance of 30ton combustion chamber. The combustion characteristic velocity of 1770 m/sec and the specific impulse of 278 sec at design point for 75 ton LRE combustion chamber were predicted by using the low/high pressure performance correlation of 30ton LRE combustion chamber.

### 초 록

우주발사체용 75톤급 액체로켓엔진 연소기의 저압연소시험에서 얻은 데이터를 기본으로 75톤급 연소기의 연소특성속도 및 비추력을 예측하였다. 75톤급 연소기 저압연소시험에서 연소특성속도는 약 1750 m/sec, 비추력은 240 sec로 30톤급 연소기의 저압 성능보다 높은 값을 보여주었다. 30톤급 연소기의 연소시험에서 얻은 저압/고압 관계식을 통해 75톤급 연소기의 설계점에서 연소특성속도는 약 1770 m/sec, 비추력은 약 278 sec로 목표치를 상회하는 값을 예측하였다.

Key Words: Combustion Chamber(연소기), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Combustion Characteristic Velocity(연소특성속도), Specific Impulse(비추력)

### 1. 서 론

우주발사체 나로호 1차 발사 및 2차 발사 예

정으로 인하여 발사체뿐만 아니라 발사체를 구성하고 있는 액체로켓엔진에 대한 관심이 크다. 더불어 액체로켓엔진의 국내 개발에 대한 염원이 크고 액체로켓엔진 기술 자립에 대한 요구되고 있다.

한국항공우주연구원은 가압식 액체로켓엔진을

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

장착한 KSR-III 개발 및 발사로 얻은 경험과 기술을 바탕으로 2003년부터 시작한 소형위성발사체 개발사업 안에서 선행개발로 고성능 30톤급 개방 사이클(open cycle) 방식의 액체로켓엔진 개발을 수행하였다[1]. 이를 기반으로 75톤급 액체로켓엔진 연소기의 기본설계, 기술검증용 연소기 제작 그리고 수류/점화/저압연소시험 등을 수행하였다[2,3,4]. 75톤급 액체로켓엔진은 액체 산소/케로신 추진제를 터보펌프로 공급하고 케로신 재생냉각 연소기를 사용하며 연소압력이 60 bar, 연소기 추진제 유량이 약 244 kg/sec, 연소기의 혼합비가 2.45이다[2].

본 논문에서는 기존의 30톤급 재생냉각 연소기의 저압/고압 연소시험 및 성능[5]과 75톤급 기술검증용 연소기의 저압연소시험[4]에 대해 언급하고 75톤급 연소기 저압연소시험에서 얻은 성능 결과를 기초로 고압 설계점에서 75톤급 연소기의 연소성능을 예측한 것에 대해 기술하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 30톤급 재생냉각 연소기 연소시험

선행연구개발로 진행한 30톤급 액체로켓엔진 연소기에 대한 저압 및 고압 연소시험을 수행하였다.[5] 30톤급 재생냉각 연소기의 사진 개략도를 Fig.1에 나타내었다.

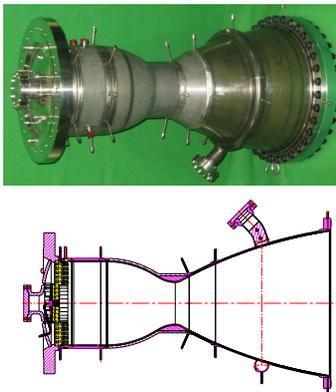


Fig. 1 Regenerative Combustion Chamber for 30ton-class LRE(Nozzle Expansion Ratio(e) 12)

추진제 혼합비가 2.45이고 연소압력이 30/60bar 연소시험(DP'/DP), 혼합비 2.1 그리고 연소압력이 30/60bar인 탈설계점의 연소시험(OD8'/OD8), 혼합비 2.8 그리고 연소압력이 30/60bar인 탈설계점의 연소시험(OD6'/OD6)을 수행하였는데 설계점에서 수행한 연소시험 결과 중 압력곡선을 Fig.2에 대표로 제시하였다. 모든 연소시험은 성공적으로 이루어졌으며 저압연소시험임에도 불구하고 연소불안정이나 하드웨어적인 손상이 없었다.

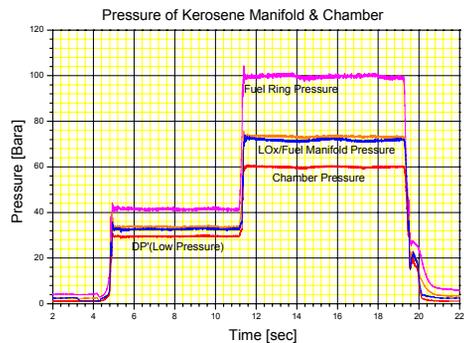


Fig. 2 Manifold & Chamber Pressure at DP' & DP

Table 1 Test Results of 30 ton LRE Combustion Chamber

저압조건	OD8'	DP'	OD6'
연소압력(bar)	30.0	30.3	29.8
혼합비	2.0	2.2	2.4
C*(m/sec)	1723	1735	1729
비추력(sec)	230	232.5	233.7
고압조건	OD8	DP	OD6
연소압력(bar)	60.4	60.9	60.3
혼합비	2.1	2.5	2.8
C*(m/sec)	1751	1754	1738
비추력(sec)	267.5	271.6	271.6

### 2.2 30톤급 재생냉각 연소기 연소성능

30톤급 재생냉각 연소기에서 수행한 저압 조건에서 연소특성속도는 약 1723~1735 m/sec로 계측되었으며 연소기의 비추력은 230~233 sec로 나타났다. 혼합비가 거의 비슷한 고압인 조건에

서 연소특성속도는 약 1738~1754 m/sec로 계측되었으며 연소기의 비추력은 267.5~271.5 sec로 나타났다. 고압에서의 연소특성속도는 저압 기준 약 0.5~1.6%정도 증가했으며 비추력은 저압 기준 약 16.2~16.8%정도 증가했다. 30톤급 재생냉각 연소기에 대한 연소특성속도 및 비추력에 대한 값을 Table 1에 나타내었다.

### 2.3 75톤급 액체로켓엔진 연소기 저압 연소시험

한국형발사체의 1단으로 고려되고 있는 75톤급 액체로켓엔진 연소기의 기본 설계값은 Table 2에 나타내었다. 30톤급 연소기와 연소압력, 혼합비, 수축비, 잔류시간 등이 동일하지만 연소기의 크기가 증가된 연소기이다. Figure 3은 비행용 75톤급 액체로켓엔진 연소기의 전체형상이다.

Table 2 Design Specifications of 75 ton LRE Combustion Chamber

Parameter	Value	Parameter	Value
연소압력(bar)	60	노즐목 직경(mm)	302.5
노즐목 입구 정체압력(bar)	58.6	연소실 직경(mm)	524
추진제 유량(kg/s)	243.6	연소실 길이(mm)	688
산화제유량(kg/s)	173.0	연소실 수축각(deg)	30
연료유량(kg/s)	70.6	노즐출구직경(mm)	1048
연소기 혼합비	2.45	추력계수(진공)	1.74
연소특성속도(m/s)	1730	추력계수(지상)	1.54
연소실 수축비	3	진공비추력(sec)	306.9
잔류시간(msec)	2.2	지상비추력(sec)	270.8
노즐팽창비	12	진공추력(ton)	74.8
추력계수	0.96	지상추력(ton)	66.0

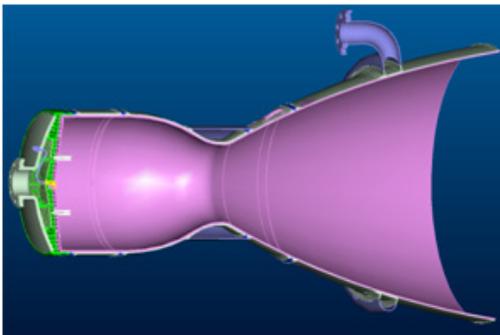
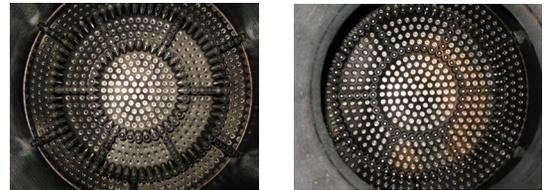
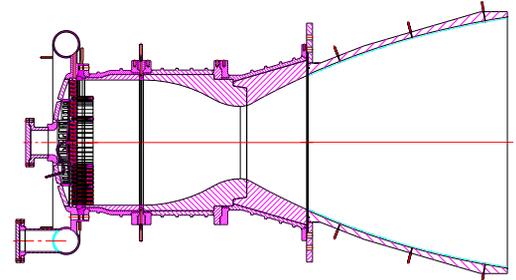


Fig. 3. Overall of 75 ton LRE Combustion Chamber

75톤급 연소기 개발을 위해 기술검증용 연소기를 제작하여 저압 연소시험을 수행하였는데 Fig. 4에 기술검증용 TDM#1, 2에 헤드부 및 전체형상을 제시하였다.



(a) Mixing Head(#1) (b) Mixing Head(#2)



(c) Overall of 75-ton Combustion Chamber

Fig. 4 75-ton LRE Combustion Chamber (TDM#1, 2)

75톤급 연소기의 작동성 및 연소성능 등을 확인하기 위해 내열재 연소실과 스틸 노즐확장부를 사용한 3회 TDM#1의 연소시험, 2회 TDM#2의 연소시험 그리고 연료냉각 채널 연소실을 사용한 2회 TDM#1의 연소시험 등 총 7회 연소시험이 수행되었다. Figure 5에 75톤급 연소기의 저압8초 연소시험 결과 중 압력곡선을 나타내었다.

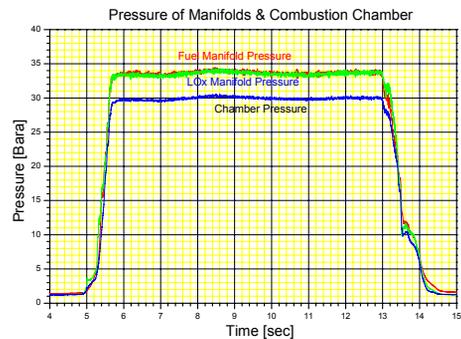


Fig. 5 Manifold & Chamber Pressure of 75 ton CC

#### 2.4 75톤급 액체로켓엔진 연소기 연소성능

75톤급 연소기 저압연소시험에서 연소특성속도는 TDM#1의 경우 1756 m/sec, TDM#2의 경우 1743 m/sec로 30톤급 재생냉각 연소기 (SDM#1)의 1730 m/sec보다 각각 약 1.5%, 0.8% 높게 나타났다. TDM#1의 연소특성속도가 TDM#2보다 큰 것은 분사기 개수가 631개에서 721개로 증가에 의한 것이다. 30톤급 연소기에 비해 75톤급 연소기에서 연소특성속도 증가는 분사기 헤드부의 최외곽 분사기와 연소실 벽면과의 간섭효과에 의한 것으로 판단된다. 75톤급 연소기 최외곽 분사기 비율은 전체분사기 대비 약 13%이고 30톤급 연소기의 경우 약 20%이다. 최외곽 분사기의 경우 분사기에서 나온 추진제가 바로 연소실 벽면과 접촉하게 되어 혼합 및 연소 특성이 나빠져 연소성능이 감소하는 것으로 사료된다.

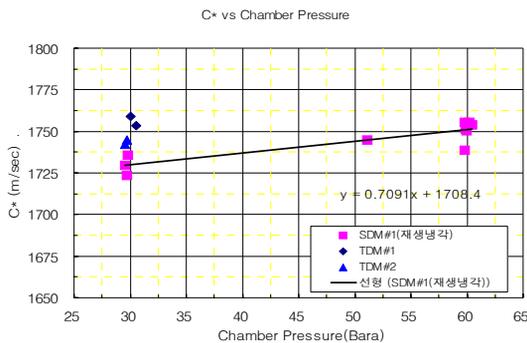


Fig. 6 Test Results of Combustion Characteristics Velocity (30ton & 75ton Combustion Chamber)

75톤급 연소기 저압연소시험에서 연소기의 비추력은 TDM#1의 경우 240 sec, TDM#2의 경우 239 sec로 30톤급 재생냉각 연소기(SDM#1)의 233 sec보다 각각 약 3.6%, 3.3% 높게 나타났다. 30톤급 연소기에 비해 75톤급 연소기에서의 비추력 증가는 연소효율 증가에 의한 것으로 판단된다.

75톤급 연소기 저압에서 측정된 연소특성속도 및 비추력을 30톤급 연소기의 저압/고압 관계식을 통해 예측하였다. TDM#1의 연소특성속도는 60bar 설계점에서 약 1778 m/sec, TDM#2의 경

우 1765 m/sec로 예측되어 모두 목표치 1730 m/sec를 상회하는 결과를 얻었다. TDM#1의 비추력은 60bar 설계점에서 약 278.5 sec, TDM#2의 경우 278 sec로 목표치인 272 sec를 상회하는 결과를 얻었다. 이러한 결과는 연소실의 형태, 재생냉각, 막냉각 유량 등을 고려한 시험에 의한 데이터 보정이 필요하겠지만 75톤급 액체로켓엔진 연소기의 성능은 목표치를 달성할 것으로 판단된다.

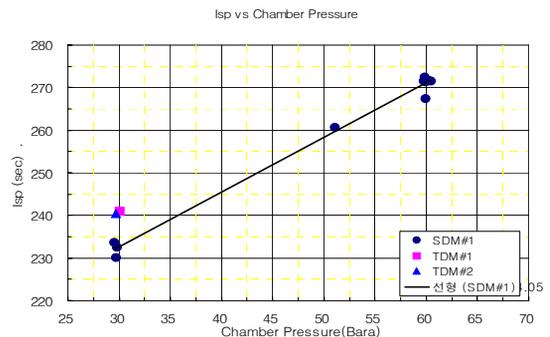


Fig. 7 Test Results of Specific Impulse (30ton & 75ton Combustion Chamber)

본 결과는 75톤급 액체로켓엔진 연소기의 저압연소시험에서 얻어진 결과와 30톤급 연소기에서 얻은 저압/고압 관계식을 이용하여 얻은 결과이므로 75톤급 연소기의 시험설비에서 설계 압력에서 연소시험이 이루어져 실제 성능이 확인되어야 한다.

### 3. 결 론

우주발사체용 75톤급 액체로켓엔진 연소기의 저압연소시험에서 얻은 데이터를 기본으로 설계점에서 75톤급 연소기의 연소특성속도 및 비추력을 예측하였다. 30톤급 연소기의 경우 저압 및 고압에서 작동성이 양호하였으며 연소특성속도 및 비추력이 압력에 따라 선형적인 관계를 보여주었다. 75톤급 연소기의 경우 저압연소시험에서 연소특성속도는 약 1750 m/sec, 비추력은 240 sec로 30톤급 연소기의 저압 성능보다 높은 값을 보여주었다. 30톤급 연소기의 연소시험에서 얻은 저압/고압 관계식을 통해 75톤급 연소기의 설계

점에서 연소특성속도는 약 1770 m/sec, 비추력은 약 278 sec로 목표치를 상회하는 결과를 얻었다. 향후 연소실 형태, 재생냉각, 막냉각 등을 고려한 재생냉각 비행용 연소기에서 최종적으로 확인되어야 하겠지만 본 결과로 볼 때 75톤급 연소기의 목표 성능을 만족할 수 있을 것으로 판단된다. 본 결과는 75톤급 액체로켓엔진 연소기의 저압연소시험에서 얻어진 결과와 30톤급 연소기에서 얻은 저압/고압 관계식을 이용하여 얻은 결과이므로 75톤급 연소기의 시험설비에서 설계 압력에서 연소시험이 이루어져 실제 연소 성능이 확인되어야 한다.

#### 참 고 문 헌

1. 최환석, 한영민, 김영목, 조광래 “추력 30톤급 액체산소/케로신 로켓엔진 연소장치 개발(I)-연소기,” 한국항공우주회지, 제37권, 제10호, 2009, pp.1027~1037
2. 한영민, 김종규, 이광진, 서성현, 김성구, 유철성, 최환석 “75톤급 액체로켓엔진 연소기 기본설계,” 한국추진공학회 추계학술대회, 2009. 11, pp.125-129
3. 이광진, 김종규, 임병직, 서성현, 한영민, 유철성, 최환석 “75톤급 액체로켓엔진 연소기의 기술검증 시제 제작,” 한국추진공학회 추계학술대회, 2009. 11, pp.608-612
4. 김종규, 안규복, 임병직, 김문기, 한영민, 최환석 “75톤급 액체로켓엔진 연소기 저압연소 시험,” 한국추진공학회 춘계학술대회, 2010. 5, pp.
5. 한영민, 김종규, 이광진, 임병직, 안규복, 서성현, 최환석 “30톤급 액체로켓엔진 재생냉각 연소기 저압 연소시험 결과,” 한국추진공학회 춘계학술대회, 2009. 5, pp.71-75