

# 실물형 액체로켓엔진 연소기 케로신냉각 연소시험 성능결과

한영민\* · 김종규\* · 문일윤\* · 서성현\* · 최환석\* · 이수용\*\*

## Combustion Performance of a Full-scale Liquid Rocket Thrust Chamber Using Kerosene as Coolant

Yeoung-Min Han\* · Jong-Gyu Kim\* · Il-Yoon Moon\* · Kwang-Jin Lee\* · Seonghyeon Seo\* · Hwan-Seok Choi\* · Soo-Yong Lee\*\*

### ABSTRACT

The combustion performance tests of a 30 tonf-class full-scale combustion chamber performed with kerosene as a coolant were described. The combustion chamber has chamber pressure of 53bara and propellant flow mass rate of 90kg/s. Since it was first firing test for 30tonf-class combustion chamber using kerosene cooling, kerosene coolant mass flow rate of 32kg/s which correspond to 120% of design mass flow rate were performed. Then, the firing test with kerosene mass flow rate of 25kg/s were successfully performed. The test results are described and the results showed that the kerosene cooling performance of this combustion chamber is sufficient and the firing test with regenerative cooling is feasible.

### 초 록

본 논문에서는 추력 30톤급 액체로켓엔진의 실물형 연소기 물냉각 연소시험 성능결과에 대해 기술하였다. 연소기 연소압력은 53bara 그리고 추진제 유량은 90kg/s이다. 케로신을 이용한 첫 번째 시험인 관계로 설계유량보다 약 120%정도인 32kg/s을 공급하면서 시험을 수행하였다. 이후 설계 케로신 유량 25kg/s을 공급하면서 성공적으로 시험을 수행하였다. 각각의 연소시험 결과에 대해 기술하였으며, 채널 연소실에서 케로신 냉각 성능이 충분히 재생 냉각 연소시험이 가능하다는 것을 알 수 있었다.

Key Words: Full-scale Combustor(실물형 연소기), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Combustion Performance(연소성능), Kerosene Cooling(케로신 냉각), Heat Flux(열유속)

### 1. 서 론

액체로켓엔진은 많은 구성품으로 되어 있지만

추진제를 연소시켜 추력을 발생시키는 연소기는 엔진의 성능에 매우 큰 영향을 미치는 핵심부품이다. 액체로켓엔진의 연소기는 추진제를 균일하게 분포시켜 분사하고 혼합한 다음 점화하여 연소시키는 분사기 헤드, 연소되는 가스가 고온 고압을 유지하면서 궁극적으로 완전연소가 되게

\* 한국항공우주연구원 연소기그룹

\*\* 한국항공우주연구원 우주발사체 추진기관실  
연락처, E-mail: ymhan@kari.re.kr

하는 연소실, 연소가스를 높은 속도로 방출시켜 추력을 얻는 노즐, 점화시스템 및 추력전달 구조물 등으로 구성되어 있다[1].

로켓엔진연소기 내부의 연소현상에 의해 매우 강한 열 방출이 발생하는데 연소실 내부 벽면은 이러한 강한 열환경에 견디어야 한다. 연소기 노즐목에서 열유속은 항공추진기관에 비해 약 100 배 이상이 발생한다. 이러한 높은 온도와 열 유속에 견디기 위해 연소기 내부 벽면은 대부분 열전도가 좋은 구리합금을 사용하여 제작하며 벽면의 보호를 위해 연료를 이용한 막냉각 및 내부 채널을 이용한 재생냉각 등을 사용한다.

본 논문에서는 30톤급 로켓엔진 연소기 개발 단계인 작동성 검증, 연소안정성 확인, 연소성능 검증 그리고 채널 물 냉각 성능 확인을 마치고, 재생냉각 전단계인 연료 냉각 성능 확인을 위하여 수행한 일련의 연소시험과 결과들을 제시하였다. 실물형 연소기는 연소압력 52.5bara, 혼합비 2.44, 추진제 유량 88.8kg/sec이다. 물냉각 연소시험을 마치고 케로신 냉각시험을 위해 냉각수 가압탱크에 연료 교체 및 충전작업을 수행하고 연소기 수류시험을 통해 수력학적 특성을 확인하였다. 물냉각 연소시험을 통해 냉각성능이 검증되었지만 케로신 Jet-A-1 첫 번째 시험인 관계로 설계유량보다 약 120%정도인 32kg/s을 공급하면서 시험을 수행하였다. 이후 설계 유량 25kg/s을 공급하면서 시간을 증가시키는 방향으로 시험을 수행하였다. 또한 연소기 헤드부에 연소안정성 확인을 위해 SUS 배플 대신 배플 분사기를 장착한 연소기 헤드에 시험을 수행하였고 탈설계점에 대한 시험도 수행하였다. 이를 바탕으로 채널 냉각 연소실의 냉각성능에 연료 케로신 적용에 대한 사전 검토를 수행하여 다음 단계인 재생 냉각 연소시험 가능성 여부를 파악하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 실물형 연소기

본 연구에서 사용된 액체로켓엔진 연소기는 액체산소와 케로신을 추진제로 사용하고 가스발

생기 사이클 30톤급 엔진에 적용되는 것으로 연소압력 52.bara, 혼합비 2.44, 전체 추진제 유량 88.8kg/s, 노즐목 직경 189.8mm, 연소실 직경 380mm으로 연소특성속도는 약 1650m/sec, 비추력은 지상 254sec을 목표로 개발되고 있다. Table 1에 이에 대한 규격을 제시하였으며 좀더 상세한 것은 참고문헌[2]에 제시하였다.

Table 1 실물형 연소기 성능인자

Chamber Pressure	5.25 MPa
O/F ratio	2.44
Total Flow Rate	88.8 kg/sec
Oxidizer Flow Rate	63.0 kg/sec
Fuel Flow Rate	25.8 kg/sec
Combustion Gas Temperature	3616.0 K
C* (ideal)	1773.7 m/sec
C* Efficiency	93.1 %
C* (real)	1650.0 m/sec
Chamber Diameter	380.0 mm
Nozzle Throat Diameter	189.8 mm
Isp at sea level	254.0 SEC

본 시험에 사용한 연소기는 재생냉각 채널 연소기의 냉각성능검증을 목적으로 분사기 헤드는 SUS 배플인 가진 분사기 헤드 EM#1(연소시간 10초 이내)과 배플분사기를 갖는 EM#2(연소시간 100초 이상)을 사용했으며, 연소실은 실린더부와 노즐부가 분리형으로 채널 냉각 구조를 가지고 있다. Fig. 1은 본 시험에 사용한 전체 연소기 형태를 Fig. 2에는 분사기 헤드에 대한 개략도를 제시하였다.

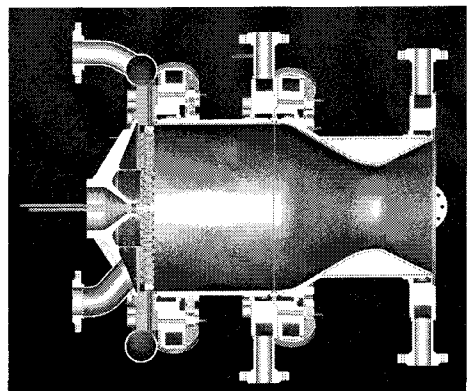
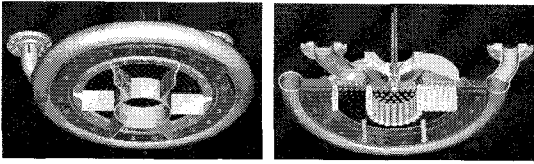


Fig. 1 실물형 연소기 개략도(헤드+연소실)



(a) EM#1(SUS 배플) (b) EM#2(배플분사기)

Fig. 2 실물형 연소기 분사기 헤드

## 2.2 실물형 연소기 장착

케로신 냉각 연소시험을 위해 실물형 연소기를 시험설비에 장착한 사진을 Fig. 3에 나타내었다. 실물형 물냉각 연소기의 챔버는 실린더부와 노즐부로 분리되어 있다. 노즐부의 4포트로 냉각수가 유입이 되어 노즐부의 냉각 채널을 지나서 노즐부의 출구 4포트로 냉각수가 나오며, 곧바로 실린더부의 입구 포트에 유입된다. 실린더부의 냉각채널을 지난 냉각수는 최종적으로 실린더부의 출구포트로 나와 최종적인 출구 배관으로 유출된다. 입구와 출구 포트에는 각각 정압센서와 온도센서를 장착하여 채널에서의 차압과 냉각수 온도상승분을 측정하였다.

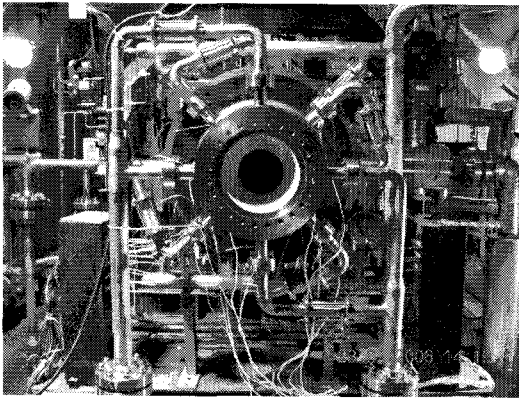


Fig. 3 시험설비에 장착한 실물형 연소기

## 2.3 실물형 연소기 EM#1 케로신 냉각 연소시험

실물형 연소기 EM#1 분사기 헤드에 채널 냉각 연소실을 장착하고 38mm SUS 배플을 장착한 후 물냉각 35kg/s 및 18kg/s에 대해 설계점(연소압 52.5bara, 유량 88.8kg/s) 연소시험을 6초까지 수행한 바, 채널 냉각 연소실은 고온의 연소조건에서 잘 작동하였고 냉각 성능 또한 만족한 결

과를 보여 주었다[3].

물 냉각 채널 연소실의 성공적인 연소시험 수행과 연료 케로신의 coking 가열 시험결과[4]로 케로신 냉각 연소시험이 가능하다고 판단되어 설계 유량의 130%인 32kg/s를 공급하면서 2.6초 첫 케로신 냉각 연소시험을 수행하였다. 케로신 냉각 첫 연소시험이 성공적으로 끝나 케로신 설계유량과 비슷한 24.2kg/s에 대한 5초 연소시험을 바로 수행하였다. Fig. 4은 5초 연소시험 후의 연소실 사진이고 Fig. 5는 냉각수 채널 출구에서 측정된 온도 값이다.

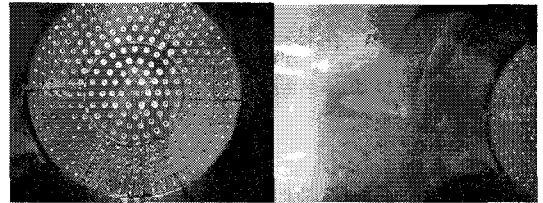


Fig. 4 연소기 EM#1 연소시험 후의 연소실사진 (5초, 24.2kg/s)

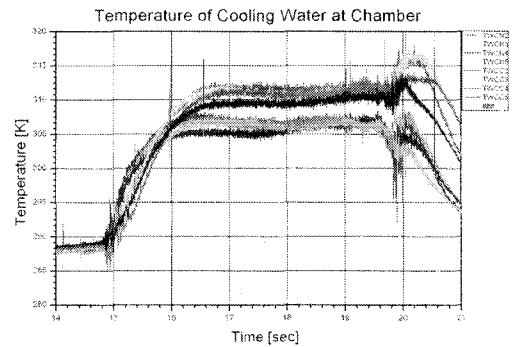


Fig. 5 냉각수 채널 출구 온도(5초, 24.2kg/s)

5초 연소시험 후 분사기 헤드에 장착한 SUS 배플이 녹아 길이가 짧아졌고 녹은 물질이 연소실 벽면에 침착되는 현상이 있었다(Fig.4). 하지만 케로신을 이용한 냉각에는 전혀 문제가 없었으며 다른 하드웨어적인 손상도 발생하지 않았다. 연소실 노즐부 출구에서는 온도 상승은 약 19K정도이고 연소실 실린더부에서의 온도 상승은 약 3.7K정도이다. Fig.5에서 보듯이 연소기 혼합비 비균일성에 의해 냉각수의 온도 편차가 크

지 않음을 보여주고 있다. 연소실 노즐부에서 벽면을 통한 열유속을 온도 상승과 단면적을 계산하여 평균적으로 계산하면 약  $2.9\text{MW}/\text{m}^2$ 이며 실린더부에서는 약  $0.9\text{MW}/\text{m}^2$ 이다. 이는 물냉각 연소시험시의  $3.3\text{MW}/\text{m}^2$ ,  $1.2\text{MW}/\text{m}^2$  보다 작은 값을 보여주고 있다. 연소효율을 나타내는 연소특성속도는 약  $1695\text{m}/\text{s}$ 로 물냉각 시  $1705\text{m}/\text{s}$  보다는 약간 작은 값을 보여 주었다.

케로신을 냉각수로 사용한 연소시험 결과 연소실 냉각을 케로신으로 가능하다는 것을 파악하였고 열유속이 연소실 내벽의 TBC 및 최외곽 냉각 분사기에 의해 설계치보다 작음을 알 수 있었다.

#### 2.4 실물형 연소기 EM#2 케로신 냉각 연소시험

SUS 배플을 장착하는 EM#1에 대해 3번의 물냉각 시험과 2번의 케로신 냉각시험을 걸쳐 연소실 실린더부와 노즐부에 대한 열유속 측정이 완료되었다고 판단되어, 배플 분사기가 장착된 실물형 연소기 EM#2을 이용한 채널 냉각에 대한 내구성 시험을 수행하였다. EM#2을 제작한 후 내열재 연소실에 장착하여 설계점 3초, 26초, 탈설계점 OD3 6초 연소시험을 수행하면서 Pulse Gun을 적용하여 작동성, 연소안정성, 배플 분사기를 포함한 연소기 헤드의 내구성을 확인하였다.

내열재 연소실을 장착하여 성공적으로 시험을 마친후 배플분사기가 장착된 EM#2 분사기 헤드를 EM#1 연소실과 결합하여 연소실 내구성 확인을 위해 연소시험을 16초 동안 수행하였다.

Fig. 6에 16초 연소시험 후의 연소기 사진을 나타내었으며 Fig. 7에는 연소압력을 Fig. 8에는 연소실 노즐부 및 실린더부 출구에서의 냉각 케로신 온도를 나타내었다.

EM#2 분사기 헤드는 Fig. 6에서 보듯이 손상이 발생하지 않았고 연소실 벽면의 TBC 또한 손상이 없었다. 연소실 벽면의 경우 9시에 1시 방향으로 soot가 없는 TBC 색을 보여주고 있어 이 부분의 혼합비가 다른 지역에 비해 높다는 것을 보여주고 있다. 냉각수 출구 온도에서도 9시에서 1시 방향의 온도가 높은 값을 보여주었

다. 냉각수 차압은 약 15bar 정도이고 노즐부에서 온도 상승은 약 28.5K이며 열유속은  $3.7\text{MW}/\text{m}^2$ 이다.(편차가  $2.44 - 4.9\text{MW}/\text{m}^2$ ) 연소실 실린더부에서의 온도 상승은 약 3K, 열유속이  $0.4\text{MW}/\text{m}^2$ 로 작게 나타났다. 연소특성속도는  $1718\text{m}/\text{s}$ 로 EM#1보다 높게 나타났는데 이는 배플 분사기에 의한 것으로 사료된다.

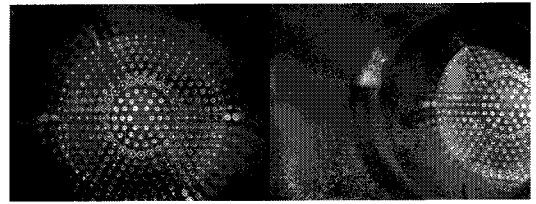


Fig. 6 연소시험후의 사진(16초, DP, 24.5kg/s)

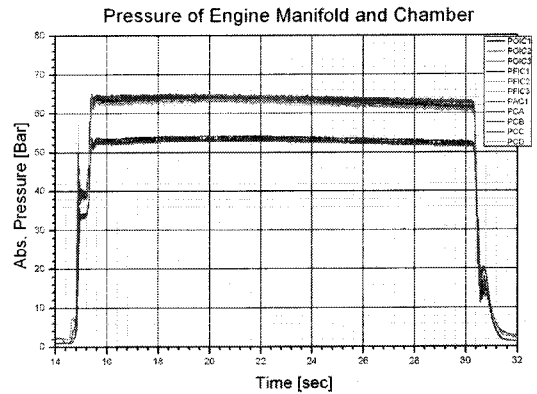


Fig. 7 연소실 및 메니폴드 압력(16초, DP)

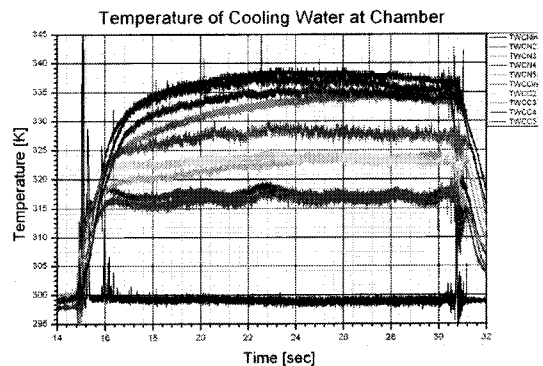


Fig. 8 냉각수 채널 출구 온도(16초, DP)

연소기 헤드 및 연소실의 손상이 발생하지 않았고 냉각성능 또한 예측값보다 낮게 나와 연소압이 높고 혼합비가 높아 열유속이 가장 큰 탈설계점 OD3에 대한 케로신 냉각시험을 수행하기로 하였다.

Fig. 9에는 연소기 운영영역 중 연소압력이 높고 혼합비가 높아 열유속이 가장 큰 탈설계점 OD3(연소압력 60.4bara, O/F 2.8)에 대한 11초 연소시험후의 연소실 사진이며 Fig. 10에는 냉각 케로신 출구온도를 나타내었다.

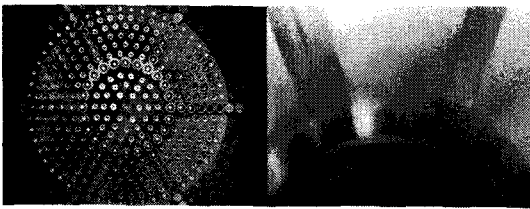


Fig. 9 연소시험후의 사진(11초, OD3, 26.2kg/s)

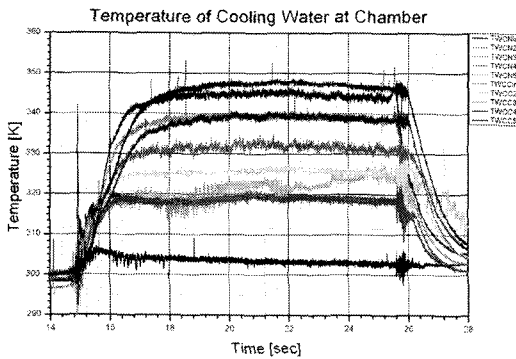


Fig. 10 냉각수 채널 출구 온도(11초, OD3)

열유속이 가장 큰 탈설계점 OD3에서 연소시험한 결과 배플분사기 및 채널 냉각 연소실에 손상이 발생하지 않았다. 설계점과 동일하게 연소실 벽면의 경우 9시에 1시 방향으로 soot가 없는 TBC 색을 보여주고 있고 냉각수 출구 온도에서도 9시에서 1시 방향의 온도가 높은 값을 보여주었다. 냉각수 차압은 약 17bar 정도이고 노즐부에서 온도 상승은 약 32.5K이며 열유속은 5.6MW/m<sup>2</sup>이다.(편차 3.45 - 7.87MW/m<sup>2</sup>) 연소실 실린더부에서의 온도 상승은 약 4.1K, 열유

속이 0.73MW/m<sup>2</sup>로 작게 나타났는데 앞서 언급한 바와 같이 검토가 필요하다. 열유속의 편차가 크고 연소실 벽면의 상태로 볼 때 연소실 헤드에서 혼합비의 비균일성이 발생하는 것으로 사료되어 분사기 혼합비에 대한 검증, 실물형 연소기 매니폴드의 유동해석 및 수류시험이 필요할 것으로 판단하였다. 열유속이 가장 큰 탈설계점에서 연소기 손상이 발생하지 않았고 편차가 있지만 열유속이 예상치보다 작아 설계점에서 연소기의 내구성 시험을하기로 하였다.

케로신 냉각을 하여 설계점(16초) 및 탈설계점(11초) 시험을 수행한 결과 열유속이 예상치보다 작으며 연소기 손상이 발생하지 않아 연소기 내구성에 대한 시험이 요구되어 설계점에서 36초 연소시험을 수행하였다. Fig. 11에는 연소시험후의 사진을 나타내었으며 Fig. 12에는 냉각 케로신의 온도를 제시하였다.

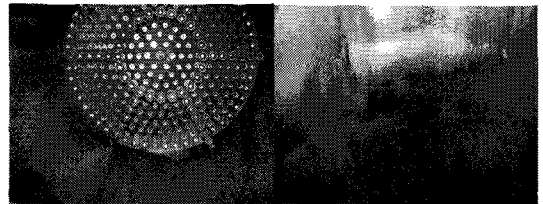


Fig. 11 연소시험후의 사진(36초, DP, 25.1kg/s)

실물형 연소기 EM#2 헤드와 채널 냉각 연소실(실린더부 및 노즐부 분리형)을 장착하여 케로신 냉각 36초 연소시험을 성공적으로 수행하였다. 연소실 헤드, 배플분사기, 연소실 벽면, TBC 등 손상이 없었다. 앞의 시험처럼 연소실 9시에서 1시 사이에 TBC가 바로 보이고 냉각수 온도 또한 높게 나타났다. 연소실 압력이 연소시작 약 30초부터 떨어지는데 이는 산화제 가압 질소 능력이 떨어져 산화제 유량이 감소하여 일어난 현상이며 일부 냉각수 출구온도가 계속 떨어지는 현상은 LOx 유량감소에 따른 혼합비 감소로 인해 열유속이 줄어들기 때문이다. 냉각수 차압은 약 15.7bar 정도이고 노즐부에서 온도 상승은 약 28.7K이며 열유속은 4.75MW/m<sup>2</sup>이다. (편차 3.2 - 6.3MW/m<sup>2</sup>)

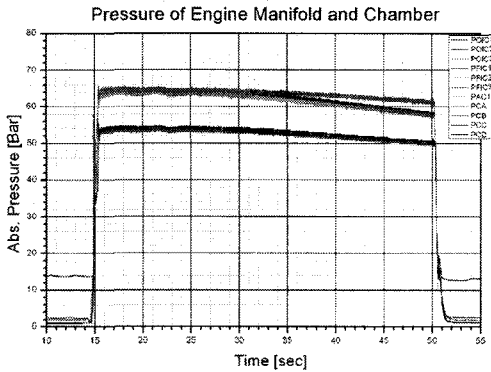


Fig. 12 연소실 및 메니폴드 압력(36초, DP)

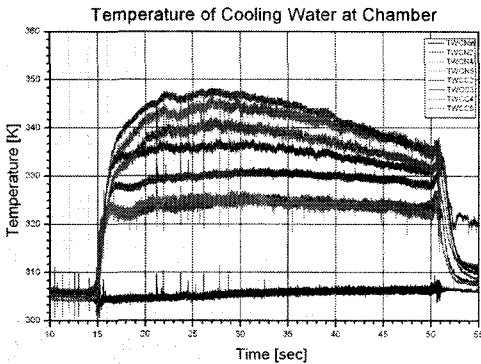


Fig. 13 냉각수 채널 출구 온도(36초, DP)

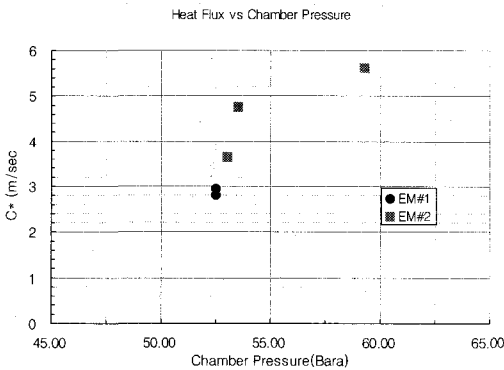


Fig. 14 연소압력에 따른 열유속

## 2.5 실물형 연소기 케로신 냉각 연소시험 정리

실물형 연소기 EM#1에 비해 EM#2가 배플분사기 도입에 따라 연소특성속도가 1700m/s에서 1715m/s로 증가하였다. 실물형 연소기 냉각 채널에 케로신을 공급하면서 연소시험하여 얻은 열유속 data를 Fig. 14에 제시하였다. 혼합비에

대한 영향도 고려해야 하지만 압력이 증가함에 따라 평균 열유속이 증가함을 알 수 있다. 연소 특성속도가 증가함에 따라 연소압력이 증가하고 이는 연소기 벽면으로 열유속을 증가시켰다. 실물형 연소기 EM#2가 EM#1보다 열유속이 약 30%정도 높으며 이는 배플분사기를 가진 실물형 연소기 EM#2 분사기 헤드의 연소특성속도가 증가하였기 때문이다.

## 3. 결 론

연소실 압력이 53bara, 추진제 유량이 90kg/s인 액체로켓엔진 실물형 연소기에 대한 케로신 냉각 연소시험을 성공적으로 수행하였다.

케로신 Jet-A-1 첫 번째 시험인 관계로 설계유량보다 약 120%정도인 32kg/s을 공급하면서 시험을 수행한 후 설계 유량 25kg/s을 공급하면서 시간을 증가시키는 방향으로 시험을 수행하였다. 또한 연소기 헤드부에 연소안정성 확인을 위해 SUS 배플 대신 베플 분사기를 장착한 연소기 헤드에 시험을 수행하였고 탈설계점에 대한 시험도 수행하였다.

케로신 냉각 연소시험을 수행한 결과 하드웨어적인 손상이 없고 연소기의 노즐목에서 냉각성능이 양호하여 케로신 재생냉각 연소시험이 가능할 것으로 사료된다.

## 참고문헌

1. Huzel, D. K. and Huang, D. H., Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines, Vol. 174, AIAA, 1992
2. 한영민, 김승환, 서성현, 조원국, 최환석, 설우석, 이수용, "지상연소시험용 실물형 고압 연소기의 설계," 한국추진공학회 춘계 학술대회 논문집, 2005.4, pp.299-304
3. 한영민, 김종규, 문일윤, 이광진, 서성현, 최환석, 이수용, "실물형 액체로켓엔진 연소기 물 냉각 연소시험," 한국추진공학회 춘계 학술대회 논문집, 2006.4