

# 실물형 액체로켓엔진 연소기 물냉각 연소시험 성능결과

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

## Combustion Performance of a Full-scale Liquid Rocket Thrust Chamber Using Water 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 water 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 channel cooling, water coolant mass flow rate of 35kg/s and 18kg/s were performed which correspond to 110% of kerosene design volume flow rate and equivalent cooling performance of kerosene. The test results are described and the results showed that the water cooling performance of this combustion chamber is sufficient and the firing test is feasible using the kerosene as a coolant.

### 초 록

본 논문에서는 추력 30톤급 액체로켓엔진의 실물형 연소기 물냉각 연소시험 성능결과에 대해 기술하였다. 연소기 연소압력은 53bara 그리고 추진제 유량은 90kg/s이다. 30톤급 실물형 연소기에 대한 컷 채널 냉각 연소시험인 관계로 연소실 채널로 냉각수 물을 케로신 설계 냉각 체적 유량의 110%인 35kg/s와 케로신 냉각과 비슷한 성능을 갖는 유량 18kg/s에 대한 연소시험을 수행하였다. 각각의 연소시험 결과에 대해 기술하였으며, 채널 냉각 연소실에서 냉각 성능이 충분해 케로신 냉각 연소시험이 가능하다는 것을 알 수 있었다.

Key Words: Full-scale Combustor(실물형 연소기), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Combustion Performance(연소성능), Water Cooling(물냉각)

### 1. 서 론

액체로켓엔진에서 추진제를 연소시켜 추력을 발생시키는 연소기는 엔진의 성능에 매우 큰 영

향을 미치는 핵심부품이다. 액체로켓엔진의 연소기는 추진제를 균일하게 분포시켜 분사하고 혼합한 다음 점화하여 연소시키는 분사기 헤드, 연소되는 가스가 고온 고압을 유지하면서 궁극적으로 완전연소가 되게 하는 연소실, 연소가스를 높은 속도로 방출시켜 추력을 얻는 노즐, 점화시스템 및 추력전달 구조물 등으로 구성되어 있다. 연소기 내에서 일어나는 연소현상은 예측하기

\* 한국항공우주연구원 연소기그룹

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

어려워 엔진개발시 이 부분에 대한 개발 노력이 많이 필요하다[1].

로켓엔진연소기 내부의 연소현상에 의해 매우 강한 열 방출이 발생하는데 연소실 내부 벽면은 이러한 강한 열(매우 높은 연소가스의 온도 및 열 유속)에 견디어야 한다. 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 국내에서 개발이 진행되고 있는 30톤급 로켓엔진 연소기 개발 단계중 재생냉각 연소시험 전단계로, 설계된 채널의 냉각성능을 확인하기 위한 연소시험에 대한 것을 기술하였다. 실물형 연소기는 연소압력 52.5bara, 혼합비 2.44, 추진제 유량 88.8kg/sec이다. 채널 냉각 연소시험을 위해 연소기 시험설비를 개량하였고, 또한 냉각수 설비 라인의 수류시험 및 연소기 수류시험을 수행하였다. 연소실 직경 380mm인 30톤급 연소기에 대한 첫 채널 냉각 연소시험인 관계로 연소실 채널로 냉각수 물을 케로신 설계 냉각 체적 유량의 110%인 경우(35kg/s)와 케로신 냉각과 비슷한 성능을 갖는 유량(18kg/s)에 대한 연소시험 결과를 제시하였다. 이를 바탕으로 채널 냉각 연소실의 냉각성능에 대한 사전 검토를 수행하여 다음 단계인 케로신 냉각 연소시험 가능성 여부를 파악하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 실물형 연소기

액체로켓엔진 연소기는 액체산소와 케로신을 추진제로 사용하고 가스발생기 사이클 30톤급 엔진에 적용되는 것으로 연소압력 52.bara, 혼합비 2.44, 전체 추진제 유량 88.8kg/s, 노즐목 직경 189.8mm, 연소실 직경 380mm으로 연소특성 속도는 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 하기에 분사기 헤드는 SUS 배플로 구성되어 있으며 연소실은 실린더부와 노즐부가 분리형으로 되어 있다. 또한 노즐 확대비 약 2.58로 열 유속이 큰 노즐목에서 냉각성능 검증을 주로 하고자 하였다. Fig. 1은 본 시험에 사용한 연소기 개략도이다.

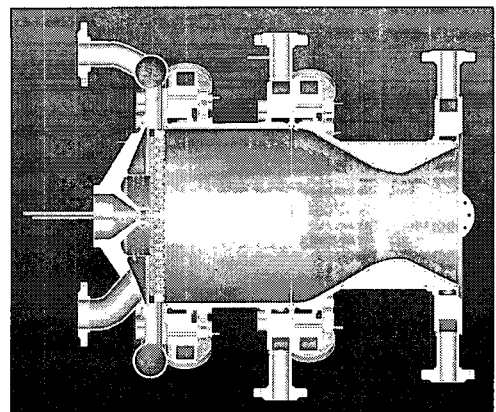


Fig. 1 실물형 연소기 개략도(EM#1)

### 2.2 실물형 연소기 장착 및 수류시험

재생냉각 연소시험을 위한 시험장 냉각수 공급 설비 설치 후 냉각수 공급에 대한 제어 및 공급라인의 유체역학적인 특성을 파악하기 위한 설비 수류시험을 7회 수행하였다[3]. 이후 실물형 연소기 EM#1을 조립하여 시험장에 장착한 후 연소실 채널로 냉각수를 공급하는 배관을 설치하여 연소기로 공급하는 냉각수 수류시험을 9

회 수행하여 냉각수 유량 조절(오리피스), 공급 압력, 질소가압 조절 오리피스 선정, 연소실 채널 유로에서 차압 설정 등이 이루어졌다. Fig. 2에 실물형 연소기를 시험설비에 장착한 사진을 나타내었다. 연소기의 장착 후 냉각수를 위한 배관을 설치하였다. 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.

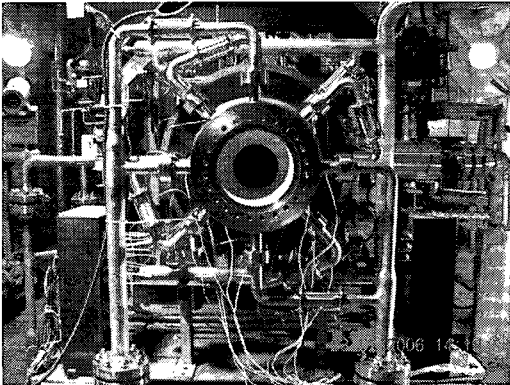


Fig. 2 시험설비에 장착한 실물형 연소기

2.3 실물형 연소기 물 냉각(35kg/s) 연소시험  
 실물형 연소기 EM#1에 대한 작동성, 연소효율, 연소안정성 시험을 내열재 연소실을 가지고 수행한 결과(15회 연소시험) 연소 특성 속도는 1690m/s 그리고 38mm 배플 길이로 충분한 연소안정성을 이미 2005년에 확보하였다[4,5].

설비 및 연소기에 대한 수류시험을 마치고 물 냉각수 35kg/s을 연소실 채널로 공급하면서 설계점 2초 물 냉각 첫 번째 연소시험을 수행한 후 연소시간을 6초로 늘려 시험을 수행하였다. Fig. 3은 화염사진을 나타내고 있으며 Fig. 4는 2초 연소시험 후의 연소실 사진이고 Fig. 5는 냉각수 채널 출구에서 측정한 온도 값이다.

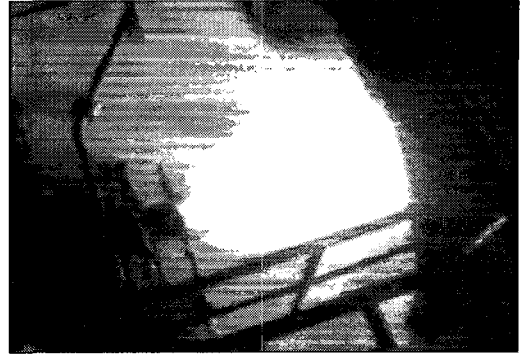


Fig. 3 연소시험중의 화염사진

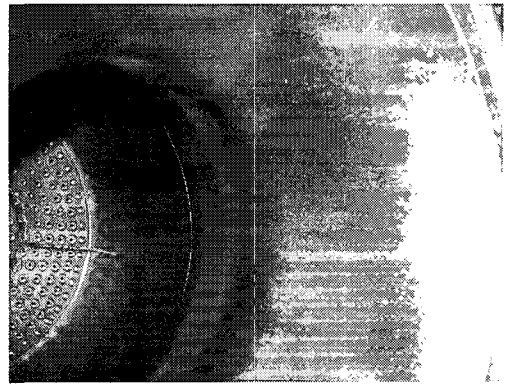


Fig. 4 연소시험후의 연소실(2초, 35kg/s)

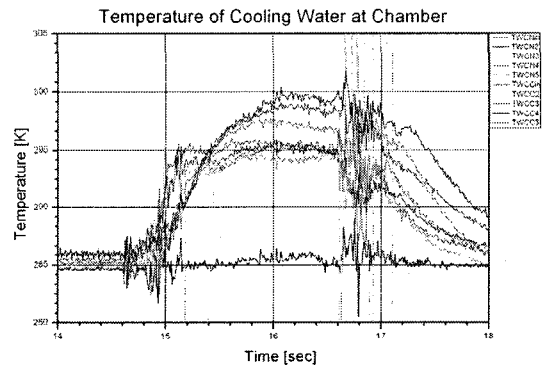


Fig. 5 냉각수 채널 출구 온도(2초, 35kg/s)

연소실 노즐부 출구에서는 온도 상승은 약 9.6K정도이고 연소실 실린더부에서의 온도 상승은 약 3.3K정도이다. 그림에서 보듯이 4곳에서 측정한 온도값들이 서로 약간 차이를 보이는 것은 센서 및 DAS 상의 오차로 볼수 있으며 측정

오차는  $\pm 0.5K$  이내이다. 연소압력이 53bara 정상 상태에 도달하여 0.8초가 지난 후 냉각수 온도가 정상상태에 도달하였다. 또한 연소기 혼합비 비균일성에 의해 냉각수의 온도 편차가 크지 않음을 보여주고 있다. 연소실 노즐부에서 벽면을 통한 열유속을 온도 상승과 단면적을 계산하여 평균적으로 계산하면 약  $4.25MW/m^2$ 이며 실린더부에서는 약  $1.5MW/m^2$ 이다. 이는 노즐목에서 열유속을 약  $15.4MW/m^2$ 로 설정해 설계한 수치보다 낮은 값으로 노즐부 및 실린더부에 수행한 열차폐코팅(TBC)에 의한 영향이 매우 큼을 시사하는 것이다. 실물형 연소기 EM#1 분사기 헤드에 채널 냉각 연소실을 장착하고 38mm SUS 배플을 장착한 후 물냉각 35kg/s 설계점(연소압 52.5bara, 유량 88.8kg/s)에 대한 연소시험을 수행한 바, 채널 냉각 연소실 작동성 및 냉각 성능 확인, 그리고 연소성능을 모두 확인하였다. 채널 냉각 연소실은 고압 고온 연소조건에서 잘 작동하였고 냉각 성능 또한 만족한 결과를 보여주었다. 연소성능을 나타내는 연소 특성 속도는 1710m/sec으로 내열재 연소실 일 때의 1690m/s 보다 상회하는 결과를 얻었다.

물 냉각수 35kg/s에서 2초 연소시험을 성공적으로 마치고 내구성 확인을 위해 설계점 6초 연소시험을 수행하였다. 연소시험 조건은 시간을 2초에서 6초로 늘린 것 이외에는 전 시험과 동일하게 수행하였다. 냉각수 유량은 35kg/s를 공급하였고 SUS 배플은 전시험에서 상태가 양호해 교환하지 않고 그대로 사용하였다. Fig. 6은 6초

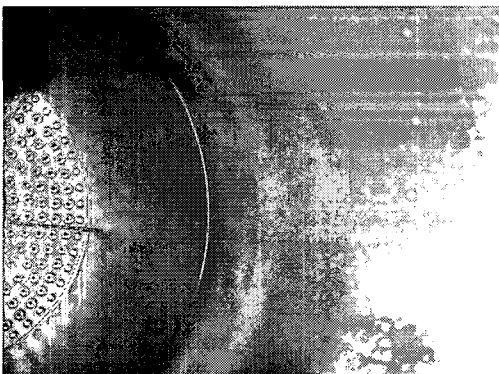


Fig. 6 연소시험후의 연소실(6초, 35kg/s)

연소시험후의 연소실 사진인데, SUS 배플의 경우 약 10mm 길이 정도를 남기고 고온 고압 연소가스에 의해 손실되었다. 연소실 벽면은 전혀 손상이 없었으며 9시 방향의 벽면은 soot가 상대적으로 적게 있음을 알 수 있었다. SUS 배플 블레이드에서 떨어져 나와 녹은 SUS가 연소실 노즐부 입구에 부딪힌 다음 벽면에 쌓이는 현상이 발생하였으나 벽면 손상은 발생하지 않았다. 또한 연소실 벽면의 TBC의 경우 실린더부에서는 전혀 손상이 발생하지 않았다.

Fig. 7은 6초 연소시험시 연소기 메니폴드 및 연소실의 압력으로 전체적인 경향은 전 시험과 유사한데, 시간이 지날수록 연소압력이 떨어지는 이유는 산화제 가압 질소의 부족으로 LOx 가압압력이 떨어져 산화제 유량이 감소하기 때문이다. 연소초기 압력은 52.7bara이었다가 연소 종료 전에는 51.7bara이었다. Fig. 8은 연소실 노즐

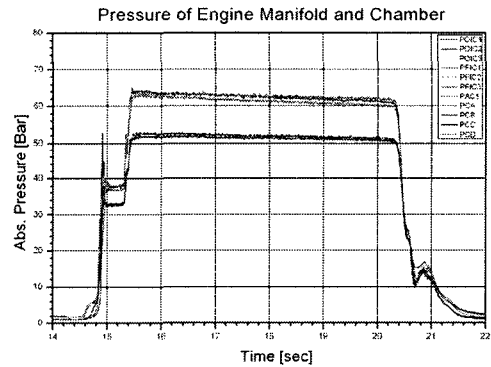


Fig. 7 연소실 및 메니폴드 압력(6초, 35kg/s)

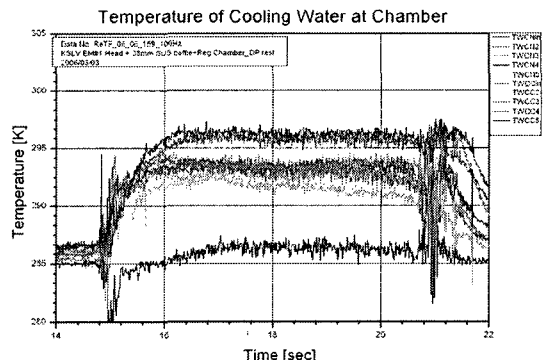


Fig. 8 냉각수 채널 출구 온도(6초, 35kg/s)

부 및 실린더부 채널 출구에서 측정된 냉각수 온도에 대한 것으로 값은 바로 정상상태의 값을 보여주고 있다. 연소실 노즐부 출구에서는 온도 상승은 약 7.6K 정도이고 연소실 실린더부에서의 온도 상승은 약 1.8K 정도이다. 2초연소시험에 비해 낮은 결과를 보이고 있다.

#### 2.4 실물형 연소기 물 냉각(18kg/s) 연소시험

물 냉각수 유량 35kg/s 설계점 6초 시험을 수행한 결과 채널 냉각 연소실에 손상이 발생하지 않았고 냉각 성능 또한 문제가 없는 것으로 판단하여 냉각수 유량 18kg/s을 공급하면서 설계점 6초 연소시험을 수행하였다. 연소시험전에 SUS 배플을 교환하기 위해 탈착/분해한 후 재조립하여 지상연소시험장에 장착하였으며 물 냉각수 유량을 감소시키기 위해 설비 오리피스를 교환한 후 연소기 수류시험을 5회 실시하였다.

Fig. 9은 연소시험이 끝난 다음 분사기 헤드면 및 연소실 벽면을 보여주고 있다. SUS 배플의 경우 전과 같이 약 10mm 길이 정도만 남았으며 연소실 벽면은 큰 손상이 없었다. SUS 배플 블레이드에서 떨어져 나와 녹은 SUS가 연소실 노즐부 입구에 부딪힌 다음 벽면에 쌓이는 현상이 발생하였다.

Fig. 10은 6초 연소시험시 연소기 메니폴드 및 연소실의 압력으로 전체적인 경향은 전 시험과 동일하며 연소 초기 압력이 53.9bara이었다가 연소 종료 전에는 52.6bara을 보여 주었다.

Fig. 11은 연소실 노즐부 및 실린더부 채널 출

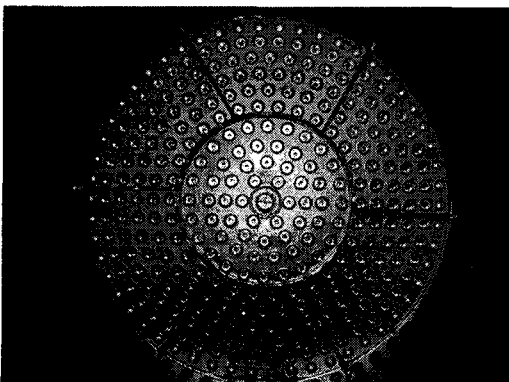


Fig. 9 연소시험후의 연소기(6초, 18kg/s)

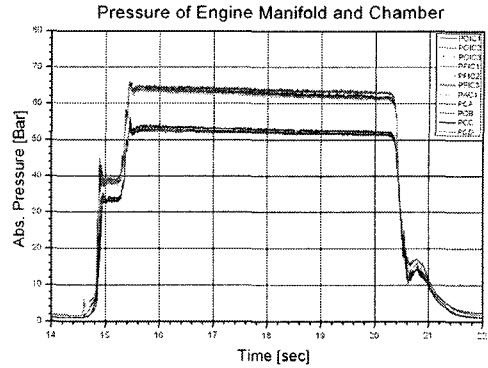


Fig. 10 연소실 및 메니폴드 압력(6초, 18kg/s)

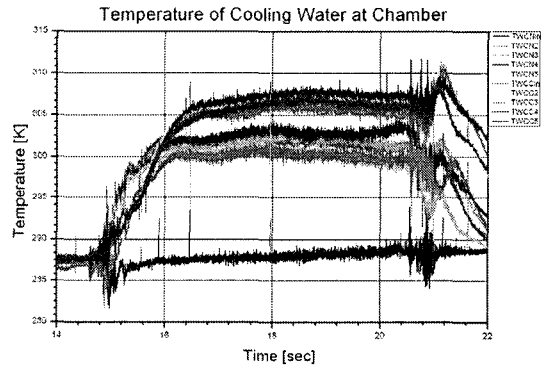


Fig. 11 냉각수 채널 출구 온도(6초, 18kg/s)

구에서 측정된 냉각수 온도에 대한 것이다. 연소실 노즐부 출구에서는 온도 상승은 약 14.5K 정도이고 연소실 실린더부에서의 온도 상승은 약 5K 정도로 35kg/s 냉각수 공급때보다 약 2배 정도 증가했다. 냉각수 온도가 정상상태에 도달하여 온도 곡선이 일정하며 연소기 혼합비 비균일성에 의한 냉각수의 온도 편차가 크지 않음을 보여주고 있다. 연소실 노즐부에서 벽면을 통한 열유속은 약 3.33MW/m<sup>2</sup>이며 실린더부에서는 약 1.2MW/m<sup>2</sup>이다.

#### 2.5 실물형 연소기 연소시험 정리

기존에 수행했던 내열재 연소실 사용 시험결과와 채널 냉각 연소실 사용시의 시험결과 중에서 연소특성속도에 대한 것을 Fig. 12에 나타내었다. 그림에서 보듯이 채널 냉각 연소실을 장착

한 경우가 연소특성속도 약간 높게 나오는데 이는 내열재로의 열 침투가 내열재에 흡수되어 녹이는 과정에서 열손실, 기준이 되는 노즐입구 정체 압력 측정부(센서 포함)의 오차, 연소시험시의 혼합비 차이 등에서 기인한다. 아직 채널 냉각 연소실의 경우 시험 data의 수가 적기 때문에 향후 더 많은 시험을 통해서 내열재 연소실 사용시와의 연소 효율 비교가 이루어져야 할 것이다. 또한 내열재와 채널 냉각 연소실과의 효율 비교는 단지 연소특성속도 비교가 아닌 확대비가 일정한 경우 비추력에 대한 비교까지 궁극적으로 이루어져야 한다.

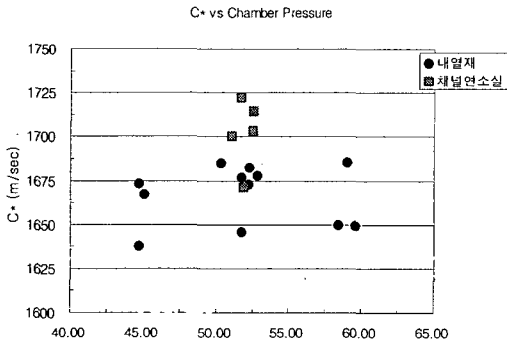


Fig. 12 실물형 연소기 연소특성속도

### 3. 결 론

연소실 압력이 53bara, 추진제 유량이 90kg/s인 액체로켓엔진 실물형 연소기에 대한 물냉각 연소 시험을 성공적으로 수행하였다. 물냉각 유량이 35kg/s 이었던 첫 연소시험에서 연소실의 벽면에 손상이 없었고 냉각수의 온도가 약 9-10K 정도 상승했다. 연소실 벽면의 평균 열유속은 노즐부의 경우 약 3-4MW/m<sup>2</sup>, 실린더부의 경우 약 1MW/m<sup>2</sup>의 값을 보여주었다. 케로신 설계 유량

의 냉각과 비슷한 성능을 갖는 물냉각 유량이 18kg/s이었던 연소시험의 경우 약 14.5K 정도의 냉각수 온도가 상승했는데 열유속은 물냉각 유량 38kg/s 연소시험과 거의 같은 값을 보여주었다. 본 시험에서 얻은 열유속은 예상치의 약 50% 수준으로 채널 냉각, 막냉각 그리고 TBC 적용이 실물형 연소기에 매우 효과적인 냉각 수단임을 보여주고 있다. 향후 TBC의 내구성 및 soot 영향에 대한 보정이 뒤따라야 할 것으로 사료된다.

물냉각 연소시험을 수행한 결과 현 연소기의 냉각성능이 양호하고 노즐목에서 열유속이 예상치보다 작아 케로신 냉각 연소시험이 가능할 것으로 사료된다.

### 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. 한영민, 김승한, 서성현, 조원국, 최환석, 설우석, 이수용, "지상연소시험용 실물형 고압 연소기의 설계," 한국추진공학회 춘계 학술대회 논문집, 2005.4, pp.299-304
3. 조광래 등, "소형위성 발사체 개발사업(IV)," 한국항공우주연구원 보고서, 2005.
4. 서성현, 김종규, 문일윤, 한영민, 최환석, 이수용, 조광래, "실물형 액체로켓 연소기 지상 연소 성능결과," 한국추진공학회 추계학술대회, 2005.11, pp.235-239
5. 이광진, 서성현, 강동혁, 송주영, 임병직, 한영민, "실물형 액체로켓 연소기의 연소안정성에 대한 시험적인 고찰," 한국추진공학회 추계학술대회, 2005.11, pp.240-246