

## 액체로켓 엔진 연소가스 냉각에 관한 실험적 연구

김현중\* · 유석진\* · 임하영\* · 우유철\*

### An experimental study on the liquid rocket engine combustion gas cooling

H. J. Kim\* · S. J. Yu\* · H. Y. Lim\* · Y. C. Woo\*

#### ABSTRACT

During liquid rocket engine combustion, the resulting combustion gas has flow characteristics of high temperature and high velocity. An experimental study was performed to obtain basic data for a flame deflector design that is enduring under such flow characteristics. While the injected-water cools down the combustion plume, temperature and pressure of the plume was measured. As the experiment is being performed, gas temperature was measured using infrared cameras, and the gas temperature data was compared with the temperature data from the sensor in the plume. With the results of this experiment, we were able to obtain applicable temperature data for flame deflector design and predict the performance and structural strength required for installation of water injector.

#### 초 록

액체로켓 엔진 연소 시 발생하는 연소 가스는 고온, 고속의 유동특성을 갖는다. 이러한 유동특성에 견딜 수 있는 연소시험 화염유도로 제작에 필요한 기초 자료를 얻고자 본 실험을 수행하였고, 연소가스에 물을 분사하여 냉각된 연소가스의 온도 및 압력을 측정하였다. 동시에 열화상 카메라장비를 통해 온도를 측정하고 센서측정 데이터와 비교 분석한 결과 화염유도로에 적용 가능한 온도데이터를 획득하였고 물분사기 성능과 설치를 위한 구조적 강도를 예측할 수 있었다.

#### 1. 서 론

액체 로켓엔진 연소 시 발생하는 연소 가스는 고온 고속의 유동특성을 갖기 때문에 수직형 지상 연소시험 시 로켓엔진에서 분사되는 화염의 방향을 바꿔주지 않을 경우 그 열로 인해 주변

설비 및 공급설비가 손상을 입게 될 가능성이 높다. 이때 화염의 방향을 바꿔주는 역할을 하는 것이 화염유도로이며 발사 지원시설과는 비교할 수 없을 정도로 화염에 장시간 노출되므로 연소가스의 냉각을 통한 화염유도로의 보호설비는 필수적이다.

\*현대MOBIS

그러나 액체로켓 엔진 연소시험을 위한 화염유도로 및 보호설비 개발에 필요한 각종 데이터는 국내에 거의 전무한 상태이며 실험을 통하여 개발하거나 우주발사체 선진국과의 제휴를 통하여 개발할 경우 막대한 비용소모가 뒤따르게 된다. 이에 연소시험설비 개발비용을 절감하고 효율적인 연소가스 냉각방식과 냉각에 따른 기초 데이터를 확보하고자 시험을 수행하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 이론적 고찰

엔진 연소 시 화염유도로 경사벽면에 영향을 미치는 요인으로 연소가스의 열유속, 충격파, 화학적 침식 및 연소입자의 마찰에 의한 침식 등이 있다. 이점을 보완하기 위해 특수내화벽돌을 적용하나 제작비가 많이 소요되기 때문에 일반 콘크리트 재질에 고온고속의 연소가스에 의한 침식과 구조적 약화를 보완하기 위해 금속성 재질로 보호벽을 설치한다. 이 보호벽의 손상에 가장 큰 영향을 미치는 요소가 고온(약 3000K)의 열유속에 의한 손상이다. 이러한 손상을 방지하기 위해 잠열이 큰 물을 물 분사기를 통해 연소제트에 분사하고 분사된 물은 고온의 연소가스에 의해 상변화하면서 열에너지를 흡수한다. 초기 적용할 냉각수량은 다음과 같은 식에 의해 구할 수 있다.

$$Q_w + K_w + Q_T = Q_g + K_g \quad (1)$$

- $K_g$  : 연소가스 운동에너지
- $K_w$  : 물 분사 운동에너지
- $Q_g$  : 연소가스가 가진 열량
- $Q_w$  : 냉각수가 빼앗은 열량
- $Q_T$  : 혼합가스의 열량

계산 시 연소가스에 관련된 데이터는 엔진의 노즐 출구조건을 사용하였고 상기 식에 의해 산출된 냉각수량은 이론적 수치로 냉각수가 연소가스에 균일하게 분사되고 모두 상변화 했다고 보기 어렵기 때문에 시험을 통한 조정이 필요하다. 또한 냉각수량은 연소가스 냉각에 주요 변

수이기 때문에 냉각에 필요한 적정 냉각수량과 추진제의 총 질유량과의 상관관계를 식(2)와 같은 함수관계로 표현하고 상관계수  $\alpha$  를 구하고자 한다.

$$\dot{m}_w = \alpha \dot{m}_p \quad (2)$$

$\dot{m}_w$  : 냉각에 필요한 적정 냉각수량

$\dot{m}_p$  : 추진제의 총 질유량

### 2.2 실험장치 및 실험방법

실험을 위한 장치는 크게 시험용 엔진, 물분사기(Water Injector), 센서장착기구, 후류처리 덕트, 계측장치로 온도센서와 압력센서, 열화상장치로 구성되어있다. 본 실험에서는 공급설비의 설치가 용이한 기존 수평형 연소시험 설비에 수직형 연소시험설비와 유사한 조건을 예측하여 시험장치를 배치하였다. 시험용 엔진과 물분사기와의 거리는 예상되는 실제 기초설비의 구조물의 형상치수를 고려하여 1.2m를 유지하였고, 물분사기와 온도측정센서와의 거리는 물과 연소가스가 혼합할 수 있는 충분한 영역을 위해 2.5m를 유지하였다.

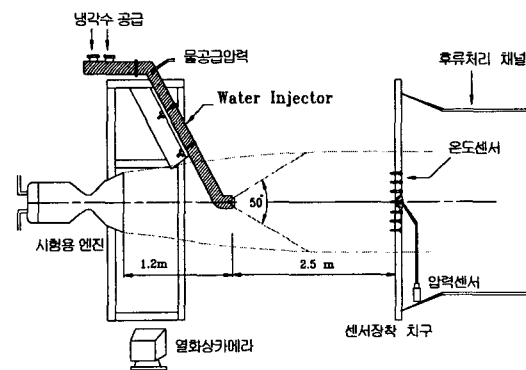


Fig. 1 Combustion Test Layout

### 시험용 엔진

연소시험에 사용된 엔진의 사양 및 연소시험 물성치는 Table 1.과 같다.

Table 1. LRE Engine Specification

Fuel-Oxidizer/ Thrust	CNG-LOX/ 4.96ton
Total mass flow rate	18.076 Kg/s
O/F ratio	2.74
Combustion gas Temperature (Nozzle exit)	2622 K
Combustion gas Velocity (Nozzle exit)	2295 m/s
Specific heat $C_p$ (Nozzle exit)	3.2286 kg/kgK
Chamber Pressure $P_K$	4.04 Mpa
Nozzle exit Diameter	317 mm
Combustion time	5 sec

**물 분사기(Water Injector)**

물분사기는 고온에 의한 열변형을 방지할 수 있도록 이중배관형태로 제작, 엔진연소화염 중앙부에 설치하였다. 물분사는 토출압 10 kg/cm<sup>2</sup> 펌프를 사용하여 분사편향기에 의해 50°각도의 원뿔형상으로 분사되며, 유량산출을 위해 공급배관에서 냉각수 공급압력을 측정하였다. 또한 연소시험 전 물분사 형태와 유량을 측정하기 위해 수류시험을 수행하였다.



Fig. 2 Water Injector spray test

**센서 및 센서 장착치구**

온도센서와 압력센서의 장착을 위해 십자형의 Steel 앵글을 지름 2m의 후류처리 덕트 중앙에 장착하였다. K-type의 Thermocouple 13개를 연

소화염의 확산 범위를 고려하여 80 mm간격으로 배치하고 연소가스의 전압을 측정하기 위해 십자앵글의 중앙부와 외곽부에 압력센서를 설치하였다.

**열화상 계측장비**

물분사에 의한 연소화염의 냉각과정과 화염의 온도분포 경향을 파악하기 위해 2대의 열화상 카메라를 엔진 옆과 뒤에 배치하였다.

**2.3 실험결과 및 고찰**

수류시험을 통해 측정된 유효단면적을 적용한 냉각수평균 유량은 43.7kg/s 이며 Fig. 3과 Fig. 4는 냉각된 연소가스의 온도와 압력분포를 나타낸 것으로 11개의 온도센서를 통해 측정된 냉각된 연소가스의 온도는 십자앵글의 상단부에 위치한 5번 센서를 제외하고는 100~150℃사이의 온도분포를 보였다. 그러나 5번 온도센서가 600℃까지 상승한 것은 국부적으로 냉각수가 고루 분사되지 못한 부분에서 온도가 상승한 것으로 보인다. 압력센서를 통해 측정된 연소가스의 전압력은 20psi(1.4kg/cm<sup>2</sup>)며 이 압력이 화염유도로 면적과 경사각을 고려하여 힘으로 환산할 경우 약 4.5 tonf의 힘이 작용함을 유추할 수 있었다. 따라서 화염유도로 설계 시 점화 시에 연소가스가 화염유도로에 미치는 충격량과 힘에 안전계수를 고려한 설계가 요구된다.

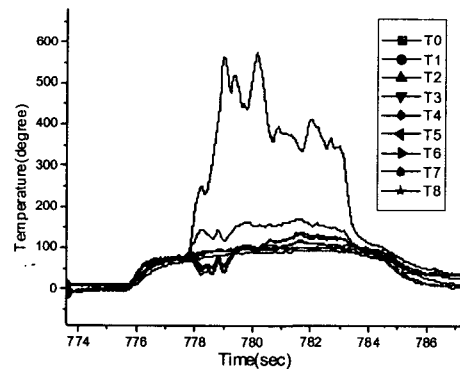


Fig. 3 Temperature with time.

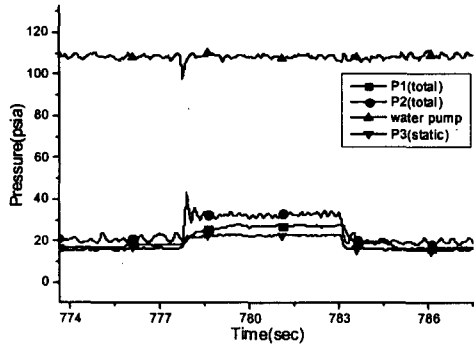


Fig. 4 Pressure with time

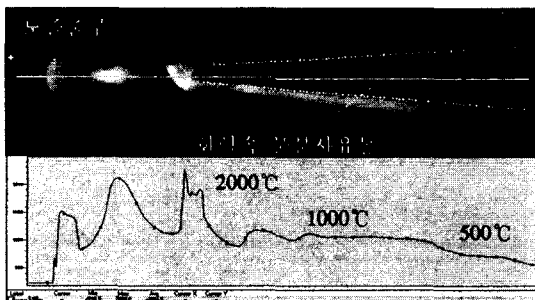


Fig.5 Surface temperature with horizontal position

Fig. 5는 열화상 카메라를 통해 촬영된 사진과 온도 분포를 나타낸 것으로 물 분산각이 줄어들면서 연소 화염 중앙부에 집중되고 화염확산 범위가 노즐직경의 약 3배정도까지 확산 되는 경향을 볼 수 있다. 상대적으로 운동량이 큰 연소제트의 영향으로 물분사가 화염의 중앙부에 집중된 것으로 판단되며 연소제트의 운동량을 고려한 충분히 넓은 범위의 물분사를 위해 물분산각과 물분사 유속을 증가시켜야 할 것으로 판단된다. 화염 거리에 따른 수평방향 온도분포는 충격과 부분에서 2000°C까지 상승한 화염온도가 물분사 지점에서 급격히 하강하고 온도센서 장착부에서 500°C까지 냉각되었다. 열화상 카메라를 통해 측정된 온도는 노즐출구의 온도를 기준으로 복사율을 보정하였기 때문에 실제 측정된 연소화염의 온도와는 차이가 있으며 카메라가 평면상의 적외선 스펙트럼을 감지하기 때문에 연소화염속 내부의 온도라고 보긴 어렵다. 또한 150°C이하로 냉각하는데 소요된

냉각수량은 43.7 kg/s로 추진제량의 2.4배 ( $a= 2.4$ )였으며 steel재질의 치구가 열 유속에 의한 손상이 없었다.

### 3. 결론

액체로켓연소 시험 시 발생하는 연소화염을 냉각하기위해 water injector를 사용하였으며 온도 분포는 균일한 물분사가 이루어진 연소화염의 중앙부분은 100~150°C, 열화상장비에 의해 측정된 외곽은 약 500°C정도의 온도분포를 보였다. 연소가스압력을 측정하여 화염유도로 설계 시 구조적 강도를 예측할 수 있었으며, 대형 액체로켓 엔진 연소시험 시 화염유도로에 적용 가능한 유량상관계수  $a$ 는 대략 2.0정도로 예상되며 화염유도로 바닥면 재질의 용융점을 고려한 최적의  $a$ 값( $a=1.0$ 이상)을 산출하기위한 추가시험과 연소가스와 수증기와 혼합된 연소가스의 성분 분석을 비롯하여 좀더 효율적인 연소냉각방식과 유량상관계수  $a$ 값의 재현을 위한 추가실험이 진행될 예정이다.

### 참고 문헌

1. "Simulation of water injection into a rocket motor plume" P.Giodan, P. Fleury, L. Guidon DGA/DCE/CAEPE Saint-Medard-En-jalles-FRANCE AAIA 90-2517.
2. "LPRE Fire Test Facility of NPO Energomash and Ecological Aspects" Vladimir N. KHUDYAKOV, Nicolay P. USHKOV.
3. "Development of dual propulsion test capability for the RS-68 engine at NASA stennis space center" R. K Smith, E.R. Christensen and D.A. Wanger Sverdrup Technology, Inc. Tullahoma, TN. AIAA 99-2166.
4. "Fundamentals of Heat and Transfer" Frank P. Incropera David P. DeWitt.