

# H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> 단일 추진제 로켓 엔진 개발에 대한 기초연구

이수림\* · 박주혁\*\* · 이충원\*\*\*

## A Basic Research for Development of H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> Mono-propellant Rocket Engine

Su-Lim Lee\* · Joo-Hyuk Park\*\* · Choog-Won Lee\*\*\*

### ABSTRACT

Considering the increase of interest in H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> as a rocket propellant, a test facility and a rocket engine have been developed to research in areas of H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> mono-propellant propulsion. A detailed design-study of a H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> mono-propellant rocket engine of 100-N thrust is presented. Several firings attempted in early stage had some problems with misfire and chamber pressure decrease. Low environmental temperature and impurities included in hydrogen peroxide were considered to be the reasons. Addressing these points resulted in successful firing of the rocket engine and obtained thrust about 100 ~ 107-N.

Key Words: Hydrogen peroxide propulsion, Mono-propellant Rocket

### 1. 서 론

고농도의 과산화수소(H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>)는 분해시 고온의 열을 발생하는 특성이 있어 2차 세계 대전 후반부터 고농도의 H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>는 로켓의 추진제로 사용되기 시작하였다. 그러나 H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>는 비추력이 낮은 이유로 1970년 이후 하이드라진 등의 추진제로 대체되었으나 최근에 다시 단일추진제 로켓에서 뿐만 아니라 이원추진제 로켓의 산화제로 H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>를 이용하는 것이 다시 관심을 받고 있다.[1~4] 이렇게 재조명 받는 이유는 저독성의 친환경 추진제이며 상온에서 저장 및 취급이 용이하고 다양한 용도로 사용될 수 있는 등 다수의 장점이 있기 때문이다.

고농도의 H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>는 촉매와 반응 시 약 1000K의 과열 수증기와 산소로 분해된다. 따라서 저추력이 요구되는 곳에서는 매우 간단한 구조의 단일 추진 로켓 엔진을 구성할 수 있으며, 분해 시 발생한 고온의 산소와 증기를 이원추진제 로켓(이원 추진 액체 로켓 또는 하이브리드 로켓)의 산화제로 사용 시 별도의 점화 장치 없이 액체 연료나 고체연료의 자동 점화를 가능하게 하여 다양한 추력 별로 신뢰성 높은 로켓의 제작을 가능하게 한다.

H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> 로켓 추진에 대한 연구는 미국과 유럽의 선진국을 중심으로 활발하게 진행 중이며 H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>를 산화제로 사용하는 하이브리드 로켓의 경우 우주 위성체의 궤도 진입용과 군사용으로 사용하기 연구와 액체 로켓의 경우 우주왕복선에서 재사용하는 추진체에 적용하기 위한 연구 등이 진행 중이다.[5~7]

본 연구는 H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>의 친환경성과 다양한 적용성

\* 국방기술품질원

\*\* 경북대학교 대학원 기계공학과

\*\*\* 경북대학교 기계공학과

연락처자, E-mail: sllee@dtaq.re.kr

의 장점을 고려하여 H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> 추진에 기초 자료를 확보하기 위해 수행하였으며, 100 N 급의 단일추진제 로켓 엔진과 시험설비의 설계 제작하여 농도 90%의 H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>를 사용하여 엔진 점화 시험을 수행하였다. 점화 시험을 통해 H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>와 엔진의 온도, H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>에 함유된 불순물 등의 영향에 대해 정성적인 분석을 할 수 있었으며, 엔진 설계 시 고려한 요소들은 시험결과와 부합함을 알 수 있었다.

## 2. Engine Design

H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> 추진에 대한 연구 수행을 위해 농도

90%의 H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>를 사용하는 100 N 정도의 추력을 가지는 Lab-Scale의 로켓 엔진을 설계하였다. 엔진 작동시간 10초 이상, 노즐 입구 정체 압력이 2 MPa이고 노즐 압력비는 15이다. 이론적으로 계산된 엔진의 성능은 Table 1.[8]에 나타나 있다.

일반적으로  $c^*$  efficiency는 이원 추진 액체 모터나 고체 추진 모터의 경우에는 0.95를 취하지만 단일추진제인 본 실험에서는 Catalyst에 매우 종속적이므로 0.9라고 가정하였다. 따라서  $c^*$ 와 Thrust coefficient( $C_T$  *sea level*)는 추정된 경험식에 의해 아래와 같이 계산되어진다.

Table 1 Theoretical rocket performance characteristics of the hydrogen peroxide engine assuming frozen composition

CHEMICAL FORMULA	WT FRACTION	ENERGY CAL/G-MOL	STATE	TEMP DEG K
FUEL H 2.00000 O 2.00000	0.900000	-44880.000	L	298.15
FUEL H 2.00000 O 1.00000	0.100000	-68317.400	L	298.15

	CHAMBER	THROAT	EXIT
$p_0/p_e$	1.0000	1.8188	15.000
$p$ (MPA)	2.0	1.01	0.133
$T$ (K)	1029.54	906.39	559.65
$\bar{m}$ (kg/kgmol)	22.105	22.105	22.105
$\gamma$	1.2648	1.2764	1.3158
$\mu$ (kg/m-s) $\times 10^{-4}$	0.42755	0.38113	0.23851
$c_p$ (J/kg-K)	1796.6	1737.1	1567.1
PRAN TL NUMBER	0.8256	0.8421	0.8880
$A_e/A_t$		1.0000	2.6713
$c^*$ (m/s)		940	940
$C_T^0$		0.702	1.338
$I_{sp_{vac}}$ (N-s/kg)		1176.5	1424.9
$I_{sp_{sealevel}}$ (N-s/kg)		1128.9	1297.7
$u_e$ (m/s)		659.7	1257.5

### MOLE FRACTIONS

H<sub>2</sub>O 0.70757 O<sub>2</sub> 0.29243

### PRODUCTS WHICH WERE CONSIDERED BUT WHOSE MOLE FRACTIONS

WERE LESS THAN 0.50000E-05 FOR ALL ASSIGNED CONDITIONS

H; HO<sub>2</sub>; H<sub>2</sub>; H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>; O; OH; O<sub>3</sub>; H<sub>2</sub>O(S); and H<sub>2</sub>O(L)

$$c_{\text{expt}}^* = 940 \times 0.9 = 846 \frac{m}{s} \quad (1)$$

$$C_{T_{\text{catalyst}}} = 1.1338 + \frac{A_c}{A_t} \left( \frac{P_c}{P_{0n}} - \frac{P_a}{P_{0n}} \right) = 1.3808 \quad (2)$$

Thrust coefficient의 quality factor를 0.95로 가정하면,

$$(C_{T_{\text{catalyst}}})_{\text{expt}} = 1.3117 \quad (3)$$

$$(I_{sp_{\text{catalyst}}})_{\text{expt}} = 1.3117 \times 846 = 1109.7 \frac{N \cdot s}{kg} \quad (4)$$

Propellant flow rate,

$$m_p = \frac{100}{1109.7} = 0.09013 \frac{kg}{s} \quad (5)$$

엔진의 평균 mass-flux를  $200 \text{kg/m}^2 \cdot \text{s}$  라고 가정하면 catalyst bed의 지름 ,

$$A = 4.5063 \times 10^{-4} \text{m}^2 \quad (6)$$

$$\Rightarrow D = 0.02395 \text{m} \Rightarrow 25 \text{mm}$$

연소실의 온도,

$$T_0 = 1029.4 \times \sqrt{0.9} = 976.6 \text{K} \quad (7)$$

연소실 gas-density,

$$\rho = \frac{2 \times 10^6}{(8314.3/22.105) \times 976.6} = 5.445 \frac{kg}{\text{m}^3} \quad (8)$$

연소실 gas velocity,

$$u = \frac{0.09013}{(\pi/4) \times 0.025^2 \times 5.445} = 33.72 \text{m/s} \quad (9)$$

$\text{H}_2\text{O}_2$ 의 평균 Catalyst 에서의 잔류시간을 1.5ms

라고 가정하면 catalyst-bed의 길이는 다음과 같다.

$$L = 33.72 \times 0.0015 = 0.0506 \text{m} \Rightarrow 55 \text{m} \quad (10)$$

### Injector Orifice

Injector를 통해 엔진으로 공급하는  $\text{H}_2\text{O}_2$ 의 압력은 Chamber 압력보다 0.7MPa 높은 값을 설정하였다. Injector Orifice의 discharge coefficient를 0.8로 가정하면 mass flow-rate가 0.090 kg/s 이므로 injector orifice의 직경은 1.8mm로 계산되어진다. 본 연구에서는 injector orifice 직경에 따른 엔진 성능 연구를 위하여 오리피스 직경을 1.4mm 부터 2mm까지 0.2mm씩 증가시켜 제작하였으며, 직경변화와 압력변화에 따라 변화되는 엔진 성능과 메카니즘을 연구하고자 하였다.

### Nozzle Dimensions

Chocking된 노즐의 경우 mass flow-rate 가 아래의 식과 같이 주어진다.

$$\dot{m} = \frac{P_{0n} A_t}{C_{\text{expt}}^*} \quad (11)$$

$$A_t = \frac{0.09013 \times 846}{2 \times 10^6} = 3.812 \times 10^{-5} \text{m}^2 \quad (12)$$

$$D_e = \sqrt{2.6713} \times 7 = 11.44 \text{mm} \Rightarrow 12 \text{mm} \quad (13)$$

이 노즐의 half-cone angle 은  $13^\circ$  로 결정하였다.

### Catalyst Bed

Catalyst를 사용한  $\text{H}_2\text{O}_2$ 의 분해에서 Catalyst 는 기본적으로 Liquid-Liquid, Pellet Bed, Screen

Bed등의 형태가 있으며 Screen Bed 형태는 가장 효율적인 방법 중 하나이다.[2][3][9] Screen Bed의 설계에서 가장 중요한 인자는 Bed를 통과하는 평균 질량유량과 평균 접촉시간이다. 본 연구에서는 Catalyst로 20-mesh (0.356 mm 직경)의 순은 Screen을 사용하여 Screen Bed를 제작하였다. Catalyst는 엔진에 충전 전에 질산 용액과 Samarium Nitrate 용액으로 표면처리를 하여 활성화를 하였다. 120장의 Silver Screen을 쌓아 55mm의 Catalyst Bed를 만들었으며 Catalyst Bed 상, 하단과 중앙에 4mm두께의 분리판을 구성하여 Catalyst Bed의 지지와 분사된 H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>의 Catalyst Bed 내에서 고른 분산이 될 수 있도록 하였다.

Figure 1은 순은 Screen으로 제작한 Catalyst Pack의 사진이며, Fig. 2는 설계된 엔진의 조립도이고 Table 2은 엔진의 주요 제원을 나타낸다.



Fig. 1 Silver Catalyst Pack

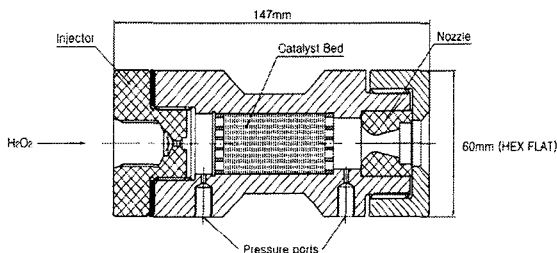


Fig.2 Hydrogen peroxide engine of 100 N thrust

Table 3 Specifications of the H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> engine and its facility

Engine thrust	= 100 N
Estimated specific impulse	= 1110
N-s/kg	
Regulated H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> tank pressure	= 3.75 MPa
Injector pressure drop	= 0.70 MPa
Injector orifice diameter	= 1.8 mm
Nozzle entry stagnation pressure	= 2.0 MPa
Propellant flow rate	= 0.090
kg/s	
Catalyst bed-length	= 55mm
Approximate thrusting time	= 12 s
Nozzle throat diameter	= 7 mm
Nozzle exit diameter	= 12 mm

### Propellant Tank Pressure

200 kg/m<sup>2</sup>-s의 mass-flux로 Catalyst Bed를 지남으로서 생기는 압력강하는 약 0.85 MPa로 예상하였다.[9] 따라서 Catalyst Bed 전단의 압력은 2.0+0.85= 2.85MPa. 가 된다. Injector Orifice에 의한 압력강하 0.7MPa 슬레노이드 밸브에 의한 압력강하가 0.2MPa이므로 propellant tank의 압력은 3.75MPa이 됨을 알 수 있다. 최소한의 압력강하 1MPa를 고려하여 pressure regulator를 장착함으로써 pressure regulator전단의 압력은 4.75MPa이다.

### Hydrogen peroxide distillation

국내에서 H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> 추진 연구를 수행하는데 어려움 중의 하나는 로켓 연료급의 고농도, 고순도의 H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>를 얻는 것이다. 이 문제를 해결하기 위하여 진공 증류장치를 구성하였다. 농도 30%의 H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>는 진공 증류장치를 통해 물을 추출한 후 농도 85% 이상의 로켓 연료급으로 농축하였다. Fig 3은 H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> 농축을 위해 사용된 회전식 진공 증류기이다.

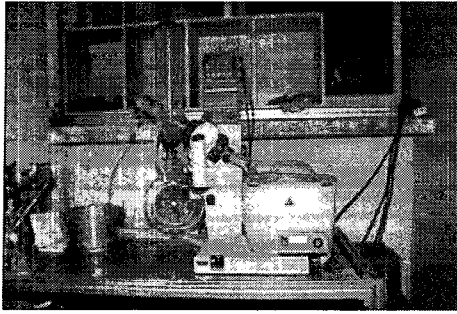


Fig. 3 Hydrogen peroxide distillation Unit

### Test Facility

Figure 4는  $H_2O_2$ 엔진의 시험 설비의 개략도이다. 시험 설비에서 충분한 안전특성들을 고려하여  $H_2O_2$  가압 계통과  $H_2O_2$  공급 계통에 각각 안전장치를 구비하였으며, 엔진 점화시험을 위한 모든 밸브 작동은 안전한 제어실에서 원격 조정을 할 수 있도록 하였다. 시험 설비 상단은  $H_2O_2$ 의 공급을 위한 가압용 질소 탱크(1000 cc)가, 중앙에는  $H_2O_2$ (1000 cc) 탱크가 각각 위치하며, 엔진은 시험 설비의 하단에 장착된다. 가압용 질소와  $H_2O_2$ 의 유동 제어는 공압으로 작동되는 니들 밸브에 의해 이루어지며, 질소 탱크,  $H_2O_2$  탱크, 인젝터 상류, 엔진 내부 Catalyst Bed 전, 후단에 각각 압력 측정을 위한 압력 센스(Druck 사 PMP 4070 Pressure Transducer)를 장착하였다. 10 Mpa 전후의 가압 질소 가스는 Regulator를 통해 적정 압력으로 감압되어  $H_2O_2$  탱크로 공급된다. 그러나 100 N 정도의 소형 엔진에 적절한 저유량용 Regulator는 매우 고가이기 때문에 Regulator 후단에 바이패스 오리피스를 장착함으로써 고유량용 Regulator( $C_v = 0.06$ )를 이용하여 실험에 만족하는 설비를 구성하였으며, 향후 고 추력 엔진에도 적용될 수 있도록 하였다.[10] 시험설비를 구성하는 모든 부품, 배관, 계측기류들은  $H_2O_2$ 의 분해 반응을 일으키지 않는 재질로 선정하였다. 시험 설비는 제작 완료 후  $H_2O_2$ 를 사용한 점화 시험 전에 질소와 물을 사용하여 다양한 모의시험을 통해 각 계통 점검과 정상 작동 여부를 확인하였다.

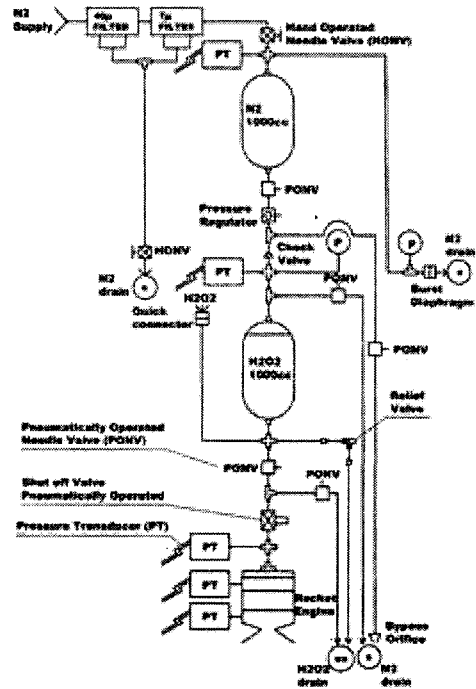


Fig. 4 Hydrogen peroxide rocket engine facility

### Hot Test

초기 단계에 시도된 엔진 점화 시험은 여러 번의 실패를 하였다. Fig.5는 실패한 실험에서의 결과로 단지 2차례의 미약한 Chamber 내 압력 상승을 볼 수 있다.  $H_2O_2$ 의 분해가 제대로 이루어지지 않은 이유로 낮은 엔진 온도와  $H_2O_2$  온도로 추정하였다. Willis는 연구에서 엔진 케이스의 온도가 점화 지연에 가장 큰 영향을 미친다고 하였으며, 대부분의 시험을 엔진 케이스 온도  $200^\circ C$ 에서 수행하였다. [11] 또한 Love and Stillwell은 추진제 탱크의 온도를  $30^\circ C$ 로 유지시키고 시험을 수행하였다.[12]

점화 실패에 따른 개선 사항으로 엔진 케이스와  $H_2O_2$  탱크에 히터를 장착하여 가열 할 수 있도록 하였으며 온도를 조절 할 수 있도록 하였으며 온도 변화에 따른 점화 특성을 확인하였다.

Figure 6은  $H_2O_2$ 는  $35^\circ C$ , 엔진케이스는  $60^\circ C$ 로 유지한 상태에서 시험을 수행한 결과이

다. 엔진 점화는  $H_2O_2$  공급 후 약 0.16초의 점화 지연 후 성공적으로 이루어 졌으며, Catalyst 후단의 Chamber 평균 압력이 2.01 MPa로 설계치와 잘 일치됨을 볼 수 있다.

그러나 점화 횟수의 증가에 따라 Fig. 7에서 보는 바와 같이 Chamber 압력은 급격히 감소하는 것을 확인 할 수 있었다. Chamber 압력 감소의 원인은  $H_2O_2$  내의 존재하는 미소량의 불순물이 Catalyst 표면에 잔류하여 Catalyst의 피독 현상을 일으킨 것으로 Catalyst 표면에 대한 분석을 통해 알 수 있었다. 실험에 사용한 시료급의 농도 30%  $H_2O_2$ 는 증류기로 물을 추출하여 농도 90%로 농축하였다. 그러나  $H_2O_2$ 의 제조과정에  $H_2O_2$ 의 자발적인 분해를 저지하기 위해 수 ppm의 Sn과 같은 안정제를 첨가하며 수십 ppm 정도의 무기물들이 잔존한다. Whitehead는 추진제급의 농축된  $H_2O_2$ 를 사용하기 위해서는  $H_2O_2$  내의 불순물을 제거하는 것이 매우 중요한 관건이라고 설명하였으며,  $H_2O_2$  내의 불순물을 제거하기 위해 진공증류기 내에서  $H_2O_2$ 를 증기를 응축하는 방법으로  $H_2O_2$ 에 포함된 불순물을 제거하여 사용하였다.[13]

이에 따라 본 연구에서는 농도 90%의  $H_2O_2$ 를 진공 증류기에서 완전 증발시킨 후 응축하는 방법으로  $H_2O_2$  내에 불순물을 상당 수준 제거한  $H_2O_2$ 와 반도체 제조 공정에서 사용하는 순수  $H_2O_2$ 를 증류하여 시험을 수행하여 재점화에 따른 Chamber 압력 저하를 방지 할 수 있었다.

Figure 8은  $H_2O_2$  탱크만 가열하고 엔진 케이스는 상온인 상태에서 실험한 결과로 초기 점화에서 약 2.5초 정도의 점화 지연을 볼 수 있으며, 2차 점화에서는 점화 지연이 발생하지 않은 것을 볼 수 있다. 이는 엔진케이스의 온도가 점화 지연에 상당한 영향을 미치는 것을 알 수 있었다.

Figure 9는 농도 85%의  $H_2O_2$ 로 1 ~ 2초 정도의 펄스 모드 형태로 점화 시험한 결과이다. 초기 점화 시 0.16초 정도의 점화 지연으로 90%  $H_2O_2$ 와 동일한 값을 나타내며 이어지는 점화에서는  $H_2O_2$  공급 후 약 0.04초의 매우 짧은 점화 지연으로 매우 우수한 응답 특성이 확인되었다.

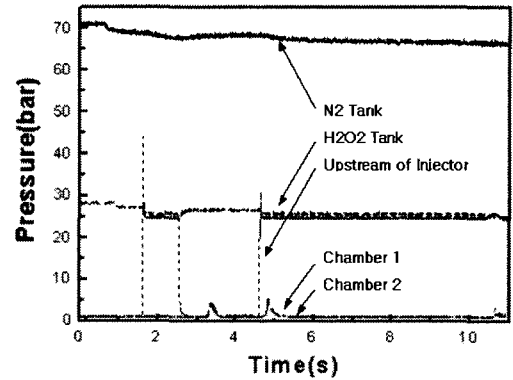


Fig. 5 Pressure time traces of a hot test that failed.

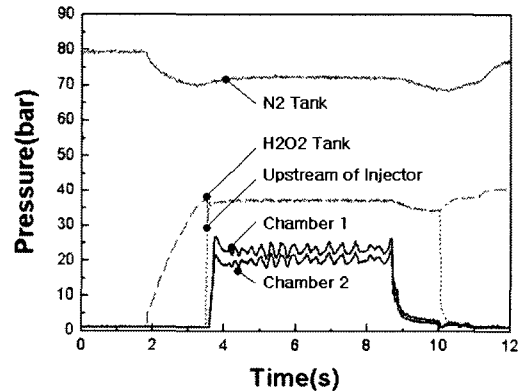


Fig. 6 Pressure time traces of hot testes with unpurified 90%  $H_2O_2$  ( $T_p$  : 35 °C ,  $T_e$  : 60 °C,  $D_i$ :1.8mm)

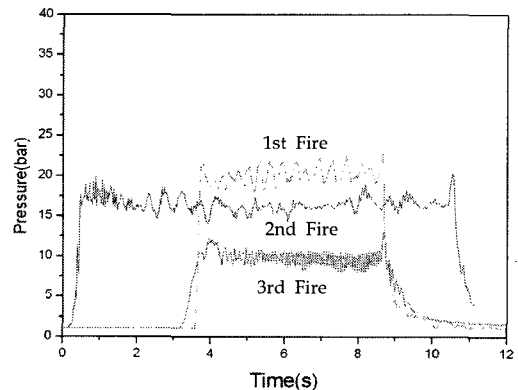


Fig. 7 Chamber pressure variation according to number of fire with unpurified  $H_2O_2$

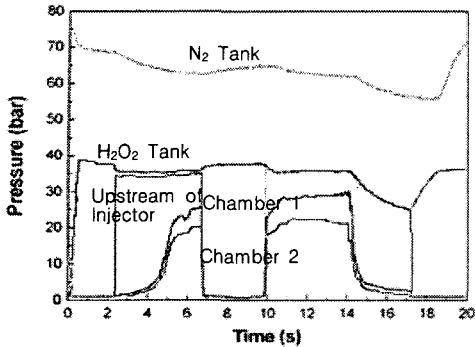


Fig. 8 Pressure time traces of hot testes with purified 90%  $H_2O_2$ ( $T_p : 50\text{ }^\circ\text{C}$  ,  $T_e : 12\text{ }^\circ\text{C}$ ,  $D_i:1.8\text{mm}$ )

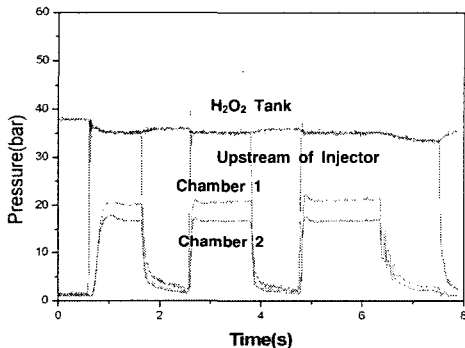


Fig. 9 Pressure time traces of hot testes with purified 85%  $H_2O_2$ ( $T_p : 35\text{ }^\circ\text{C}$  ,  $T_e : 60\text{ }^\circ\text{C}$ ,  $D_i:1.4\text{mm}$ )

## 결 론

$H_2O_2$ 의 다양한 활용성과 친환경성의 중요성을 고려하고  $H_2O_2$  추진 분야의 연구를 하기 위해 100 N 급의  $H_2O_2$  단일추진제 로켓 엔진과 실험 장치를 설계, 제작하여 시험을 수행할 수 있는 환경을 구축하였다.

초기 점화시험을 통해 Catalyst에서  $H_2O_2$ 의 이상적인 분해를 위해서는 엔진 케이스와  $H_2O_2$  추진제의 일정 온도 이상 가열이 필요함을 알 수 있었고 특히 엔진 케이스의 온도는 점화 지

연 시간과 밀접한 관계가 있음을 알 수 있었다.

엔진의 연속적인 점화와 일정 시간 이상의 내구도를 위해서는  $H_2O_2$ 의 순도가 매우 중요함을 알 수 있었다.

100 N 급으로 설계한 로켓 엔진과 시험 설비 설계치는 점화시험 결과 매우 근사하게 일치함을 알 수 있어 본 연구에서 제시된 설계치들은  $H_2O_2$ 를 단일 추진제 로켓 설계 시 적절히 활용할 수 있을 것으로 판단된다.

향후  $H_2O_2$  단일추진제 로켓과 이원추진 로켓에서 산화제로 활용하기 위해 성능 특성에 영향을 미치는 Catalyst와 Injector 형상 등에 대한 추가적인 연구를 진행 할 것이다.

## References

1. Tsujikado, N., Koshimae, M., Ishikawa, R., Kitahara, K., Ishihara, A., Sakai, Y., and Konishi, K. : An Application of Commercial Grade Hydrogen Peroxide for Hybrid/Liquid Rocket Engine, 2002, AIAA Paper 2002-3573.
2. Wernimont, E., and Ventura, M.: Catalyst Bed Testing for Development of a 98% Hydrogen Peroxide Procurement Specification, 2002, AIAA Paper 2002-3852.
3. Beutien, T. R., Heister, S. D., Rusek, J. J., and Meyer, S.: Cordierite-Based Catalytic Beds for 98% Hydrogen Peroxide, 2002, AIAA Paper 2002-3853.
4. Helms, W. J., Mok, J. S., Sisco, J. C., Anderson, W. E.: Decomposition and Vaporization Studies of Hydrogen Peroxide, 2002, AIAA Paper 2002-4028.
5. Abel, T.: Hybrid Rockets, Aerospace America, 37 (12),1999, p. 75.
6. Abel, T.: Hybrid Rockets, Aerospace America, 38 (12), 2000, p. 41.
7. Rohrbaugh, E. M.: Hybrid Rockets, Aerospace America, 39 (12), 2001, p. 61.

8. Gordon, S., and McBride, B. J.: Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shocks, and Chapman-Jouguet Detonations, NASA SP-273, 1971.
9. Wernimont, E., and Mullens, P.: Capabilities of Hydrogen Peroxide Catalyst Beds, 2000, AIAA Paper 00-3555.
10. Ahn Sang-Hee, Choi Tae-Hon, Krishnan, S., and Lee Choong-Won.: A Laboratory-Scale Hydrogen-Peroxide Rocket Engine Facility, 39<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2003, AIAA 2003-4647.
11. Willis, C. M.: The Effect of Catalyst-Bed Arrangement on Thrust Buildup and Decay Time for a 90% Hydrogen Peroxide Control Rocket, NASA TND 516, 1960.
12. Love, J. E., and Stillwell, W. H.: The Hydrogen Peroxide Rocket Reaction-Control System, NASA TN D-185, 1959.
13. Whitehead, J. C.: Hydrogen Peroxide Propulsion for Smaller Satellites, 12<sup>th</sup> Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, 1998, Paper 98-VIII-1.