

# 과산화수소 추력기의 촉매베드 설계 및 성능 특성

이수림\* · 박주혁\*\* · 이충원\*\*\*

## Design and Performance Characteristics of Catalyst Bed for Hydrogen Peroxide Thruster

Sulim Lee\* · Joohyuk Park\*\* · Choongwon Lee\*\*\*

### ABSTRACT

A hydrogen peroxide monopropellant thruster has been developed to research performance characteristics of silver catalyst bed. The experiment data and evaluation result from the fire tests with five catalyst beds are presented. A scheme of catalyst arrangement is presented for high concentrated hydrogen peroxide.

### 초 록

과산화수소 추진에 사용되는 은 촉매 베드의 성능 특성을 연구하기 위해 단일 추진제 추력기를 개발하였다. 본 논문에서는 추력기 점화시험을 통해 은을 기본 촉매로 사용한 5가지 촉매 베드의 성능 특성을 분석한 내용을 수록하였으며 고농도 과산화수소에 적용하기 위한 촉매 베드 형상을 제시하였다.

Key Words: Hydrogen Peroxide(과산화수소), Catalyst Bed(촉매 베드), Thruster(추력기), Monopropellant (단일추진제)

### 1. 서 론

최근에 친환경 특성과 다양한 적용성 등의 장점으로 단일추진제 로켓에서 뿐만 아니라 이원 추진제 로켓의 산화제로 과산화수소를 사용하는 것이 새로운 관심을 받고 있다[1~6]. 친환경 추진제의 가장 큰 장점은 독성 추진제에 비해 생산, 저장, 취급 과정에 건강과 안전 관련 사항의

단순화를 통한 비용 절감을 할 수 있는 것이다. 또한 과산화수소는 저추력이 요구되는 곳에서는 매우 간단한 구조의 단일추진 추력기에 사용할 수 있으며, 과산화수소가 분해 시 발생하는 고온의 산소와 과열 증기는 별도의 점화 장치 없이 액체 연료나 고체 연료의 자동 점화를 가능케 하여 다양한 추력 영역 별로 신뢰성 높은 로켓의 제작이 가능하다.

과산화수소 추진에 있어서 가장 핵심이 되는 기술은 고효율의 신뢰성 있는 촉매를 개발하는 것이라 할 수 있다. 최근에는 다공성 물질에 촉매 물질을 담지하여 사용하는 촉매에 대한 연구

\* 국방기술품질원

\*\* 경북대학교 대학원

\*\*\* 경북대학교 기계공학과

연락처, E-mail: slim1218@hanmail.net

가 활발히 진행되고 있는 실정이나 은이 과산화 수소 분해 촉매로서 가지는 많은 장점으로 인해 온도 제한에 따른 약점이 있는데도 불구하고 은 촉매 베드가 현재까지의 연구와 적용에서 널리 사용되고 있다[ 1,2,7~9 ].

본 연구에서는 과산화수소 추력기의 설계 데이터를 확보하기 위해 은을 기본 촉매로 사용하는 단일추진제 추력기와 시험설비를 설계 제작하여 점화시험을 통해 촉매 베드와 추력기의 성능 특성을 분석하였다.

## 2. 과산화수소 추력기

### 2.1 촉매 베드(Catalyst Bed)

순수 은은 자체만으로도 과산화수소 분해에 매우 우수한 촉매이나 사용 전에 활성화를 통해 성능을 향상시키는데 본 연구에 적용한 은은 질산 용액으로 처리하여 활성화를 하였으며 그 효과는 점화시험에서 초기시동 특성과 높은 배기 특성속도 효율을 통해 입증할 수 있었다.

촉매 베드는 스크린 베드 타입으로 은 스크린과 스테인레스 스크린을 쌓아 촉매 베드를 구성하였다. 촉매는 0.31 mm 직경의 와이어 20 mesh 스크린을 직경 25 mm 원형으로 가공한 것으로 촉매 베드 구성 시 상, 하단과 중앙에 두께 4 mm의 분배판을 구성하여 촉매의 지지 및 주입된 과산화수소가 고르게 분포하도록 하였으며 중앙의 분배판을 중심으로 촉매 스크린을 양분되어 채웠다. 촉매 베드의 형상은 Table 1에서 보는바와 같다.

### 2.2 추력기 엔진

Fig 1.은 본 연구를 위해 설계 제작된 추력 100 N 급의 추력기 단면도 이다[10]. 추력기의 상부에는 과산화수소를 공급하는 인젝터가 조립되며, 중앙에 과산화수소의 분해를 위한 촉매 베드와 연소실이 위치하고, 하부에 분해가스의 팽창을 위한 노즐로 구성된다. 촉매 베드 전, 후단에는 연소실의 압력 및 온도 측정을 위한 4곳의 홀이 있으며 인젝터 직경 변화에 따른 성능 변화를 확인하기 위해 직경 1.8mm(A)와 1.4mm(B)의 인젝터를 실험에 적용하였다.

Table 1. Configuration of Catalyst Bed

CB No.	Catalyst Arrangement	
	Upper Stack	Lower Stack
CB IV	70 Ag screens with 8 SUS screens spaced 10:1	55 Ag screens with 12 SUS screens spaced 5:1
CB V	60 Ag screens with 7SUS screen disks spaced 10:1 3 SUS screens at the top	20 Ag screens with 4 SUS screens spaced 5:1, 20 SUS screens at the end of CB
CB VI	Same as CB V	20 Ag screens with 5 SUS screens spaced 5:1
CB VII	Sam as CB V	Isolite impregnated platinum of 8% weight
CB VIII	Sam as CB V	Void

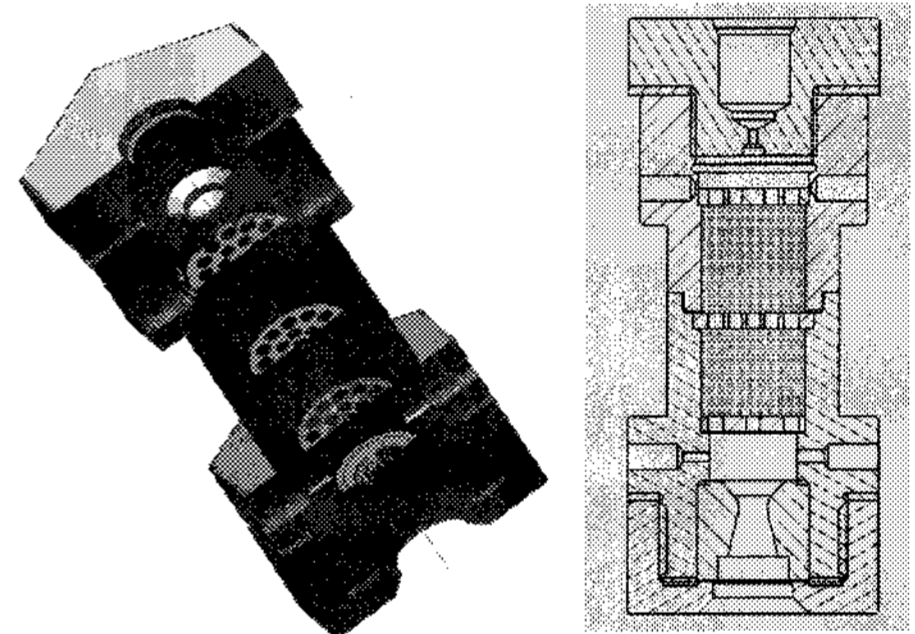


Fig. 1 Hydrogen Peroxide Thruster

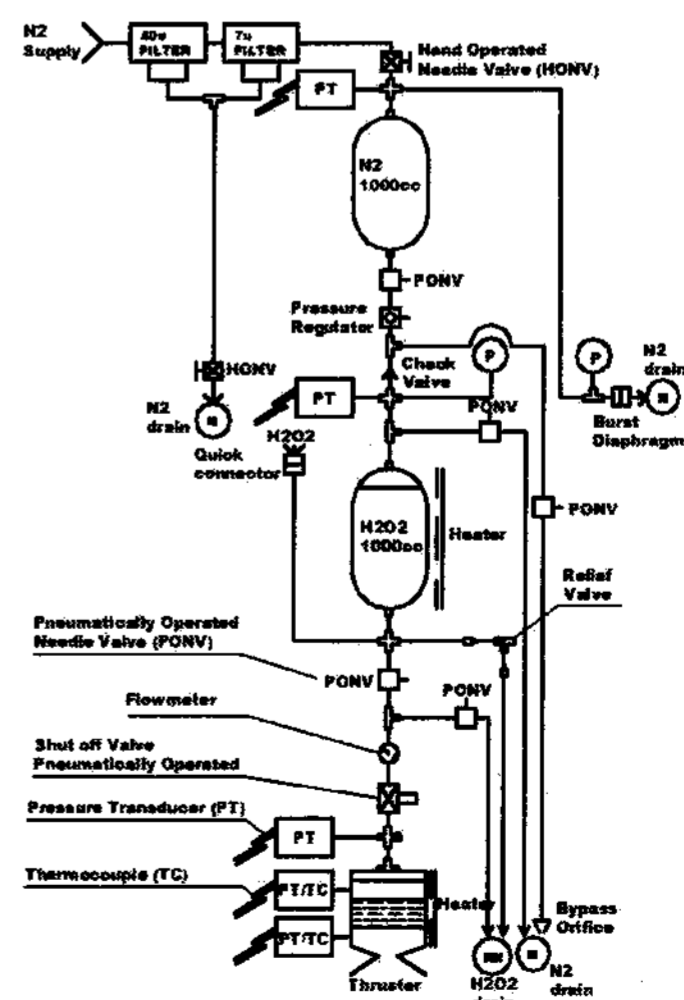


Fig. 2 Test Facility

### 2.3 시험 설비

Fig. 4는 과산화수소 추력기의 시험 설비 개략도이다. 과산화수소의 공급은 10 MPa 정도의 질소 가스를 압력 조절기를 통해 적정 압력으로 감압하여 연료 탱크를 가압하는 방식으로 이루어진다. 가압 탱크, 연료 탱크, 인젝터 상류, 촉매 베드 전, 후단에 압력과 온도를 측정하기 위한 압력 및 온도 센서와 점화 밸브 상단에 과산화수소 유량 측정을 위한 유량계를 설치하였으며, 측정된 데이터는 데이터 획득 장치를 거쳐 컴퓨터에 저장된다.

본 연구에 사용된 과산화수소는 고순도 과산화수소를 회전식 진공 증류장치를 사용하여 80% 이상의 로켓 연료급으로 농축하였다.

### 3. 시험 결과 및 고찰

추력기 성능 특성을 연구하기 위해 연소실 압력  $P_c$ 와 온도  $T_c$ , 인젝터 오리피스 직경  $d_i$ , 점화 지연  $t_d$ , 촉매 베드에서의 압력강하  $\Delta P_{CB}$ , 특성 배기속도  $c^*$ , 배기특성속도 효율  $\eta_{c^*}$  등의 성능 인자들을 점화시험을 통해 분석하였다. 특성배기속도  $c^*$ 와 그 효율  $\eta_{c^*}$ 는 연소실 압력  $P_c$ , 노즐 목 면적  $A_t$ , 추진제의 질량 유량  $\dot{m}$  으로부터 계산되어지며 아래식과 같다.

$$c^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}} \quad (1)$$

$$\eta_{c^*} = \frac{c_{\text{experimental}}^*}{c_{\text{theoretical}}^*} \times 100 \quad (2)$$

$c_{\text{theoretical}}^*$  은 NASA-Lewis Thermochemistry code[11]로부터 계산할 수 있다.

Fig. 3은 점화시험에서 촉매 압력 추이를 보여주는 그래프이다. 과산화수소 공급 후 약 0.2 초 지연 후 연소실 압력이 정상상태의 80% 이상에 도달하였으며, 약 3.5초간의 점화 기간 동안 촉매 전, 후단의 연소실 압력은 매우 안정된 것을 볼 수 있다. 점화지연은 시험설비, 촉매의 종류 및 형태, 시험조건 등에 영향을 받으며 엔진의 초기 온도에 따른 점화지연은 Fig. 4에서와 같이

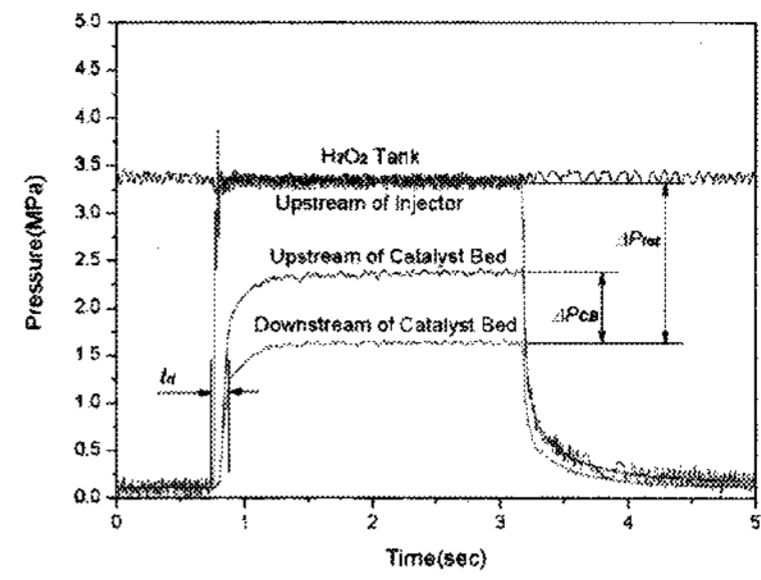


Fig. 3 Pressure Trace of Hot Test with 90%  $H_2O_2$  ( $\dot{m}=0.066\text{kg/s}$ )

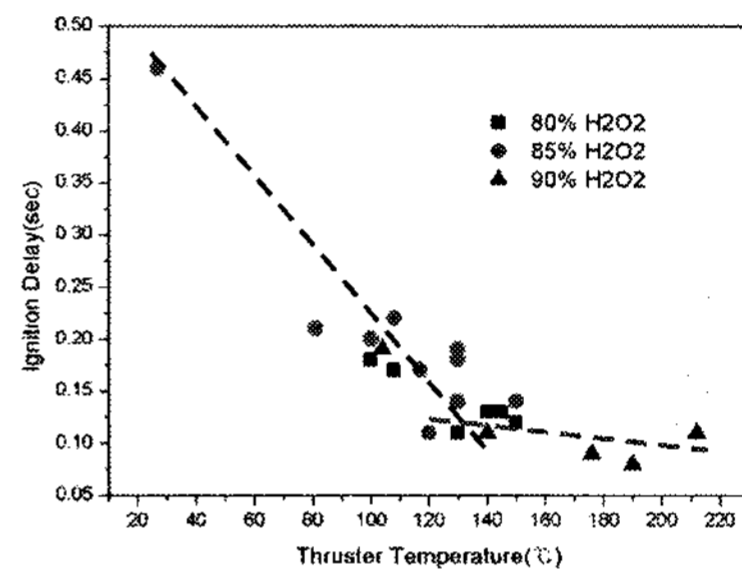


Fig. 4 Comparison of Pre-heat Effect on Ignition Delay

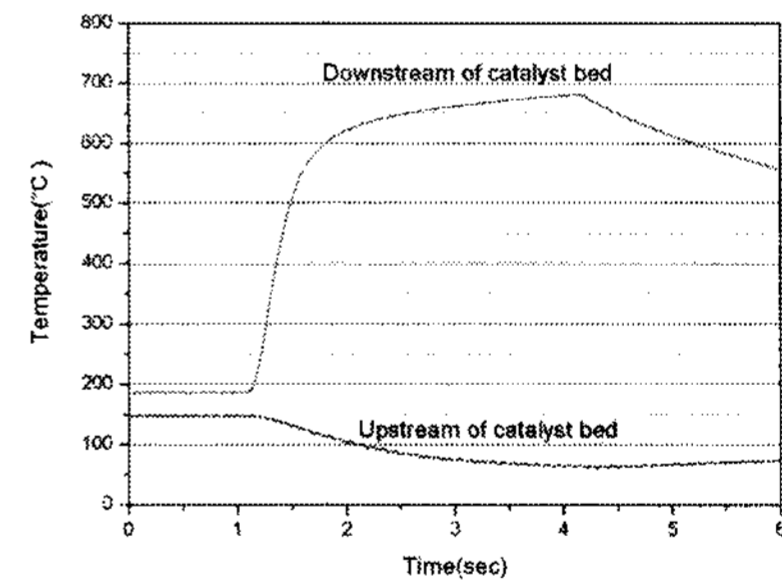


Fig. 5 Temperature Trace of Hot Test with 90%  $H_2O_2$  ( $d_i=1.8\text{mm}$ ,  $\dot{m}=0.0686\text{kg/s}$ )

나타났다. 초기 점화지연 시간은 엔진 온도 증가에 따라 급격히 감소하고 130°C 이상에서는 서서히 감소하는 것을 볼 수 있다. 따라서 초기 점화지연 시간을 단축시키기 위해서는 엔진을 일정온도 이상으로 예열하거나 과산화수소의 유량이 정상상태로 공급되기 전 점화 초기에 소량의 과산화수소를 예비 공급하여 엔진의 초기온도를 상승시키면 점화지연을 단축시킬 수 있는 것을 알 수 있었다.

Fig. 5는 점화시험에서 연소실 온도 추이를 보여주는 그래프이다. 촉매 후단의 온도는 점화 시작과 동시에 약 0.5초간 급격히 상승한 후 서서히 상승하여 약 3초간의 점화기간 마지막 단계에는 680°C에 이른 것을 볼 수 있다. 촉매 전단의 온도는 점화 시작과 동시에 온도가 저하되는 것을 볼 수 있는데 이는 저온의 액체상태 과산화수소가 공급됨에 따른 냉각효과에 인한 것으로 판단된다. 연소실 온도 분포로부터 55 mm의 짧은 촉매베드 내에서 매우 큰 온도 구배가 존재하며, 촉매전단은 액상의 과산화수소가 중앙부에서는 온도 증가와 함께 기상이 공존하는 이상 유동 상태로 변한 후 후단에서는 고온의 과열 기상으로 유동이 형성될 것으로 추정된다. 따라서 기존 연구에서 은은 낮은 녹는점으로 인해 95% 이상의 과산화수소에는 적합하지 않는 것으로 판단하였다[8, 12]. 그러나 은의 촉매로서의 우수성을 고려 시 촉매전단에는 충분히 적용 가능하며, 후단에 고온에 견디는 촉매를 배열하면 고농도 과산화수소에 적합한 촉매 베드를 구성할 수 있으며 엔진의 성능 향상을 기대할 수 있다.

Fig. 6은 과산화수소의 질량유량에 따른 촉매 베드에서의 압력 강하  $\Delta P_{CB}$ 와  $\eta_{c^*}$ 를 나타낸 그래프이다. 촉매 베드에서의 압력강하는 연료공급 압력 결정을 위해 중요한 변수로 유량 증가에 따라 증가하는 것을 볼 수 있다. 이는 유량 증가에 따라 촉매베드에서 분해반응이 보다 활발히 일어난 결과이며 90% 과산화수소의 경우 촉매에서의 분해 압력 증가로 인해 유량 증가에 따라 촉매 베드에서의 압력강하 정도는 보다 크게 나타났다.  $\eta_{c^*}$ 값은 시험범위의 질량 유량에서는 농도에 관계없이 92~ 95% 정도로 나타났으며 본 연구에서 적용한 은 스크린을 질산으로 활성화한 촉매 베드는 촉매 베드에서 약 0.5~0.8 MPa 정도의 압력 강하가 발생하였으며 80~90% 농도의 과산화수소 분해에 매우 우수한 성능 특성을 나타냈다. 그러나 실제 과산화수소 공급압력을 결정하기 위해서는 인젝터에서부터 촉매 끝단까지의 압력강하  $\Delta P_{tot}$ 가 중요하다. Fig. 7은 인젝터 직경 변화에 따른  $\eta_{c^*}$ ,  $\Delta P_{CB}$ ,  $\Delta P_{tot}$ 를 나타낸 것

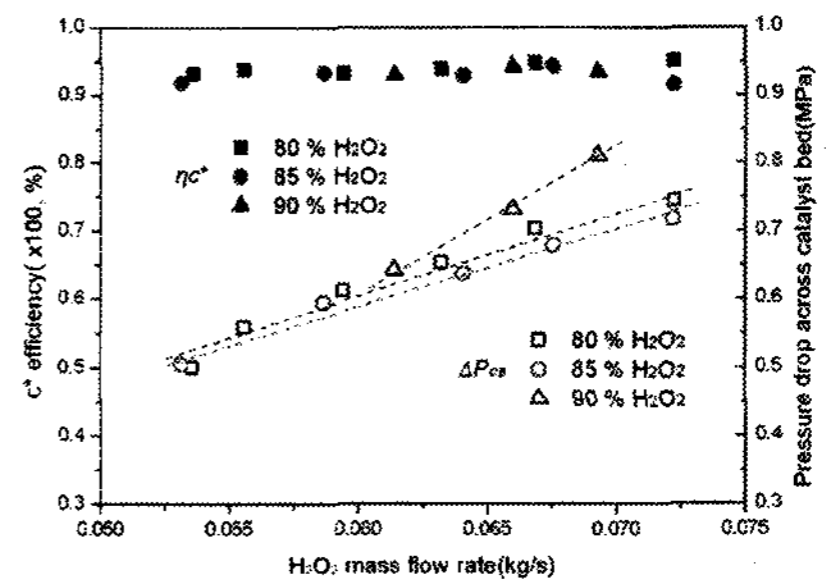


Fig. 6 Comparison of Propellant Mass Flow Rate Effect on  $c^*$  Efficiency and Pressure Drop across Catalyst Bed ( $d_i=1.4mm$ )

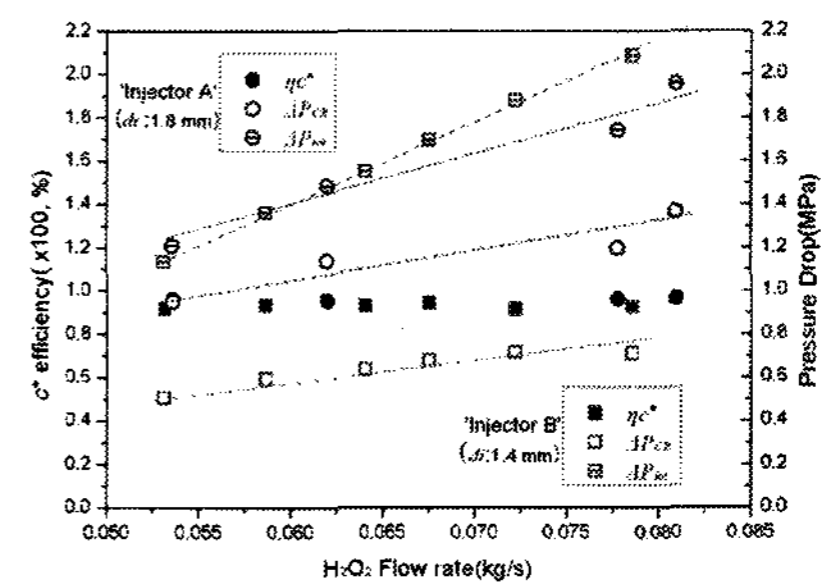


Fig. 7 Comparison of Propellant Mass Flow Rate Effect on  $c^*$  Efficiency and Pressure Drop at Catalyst Bed

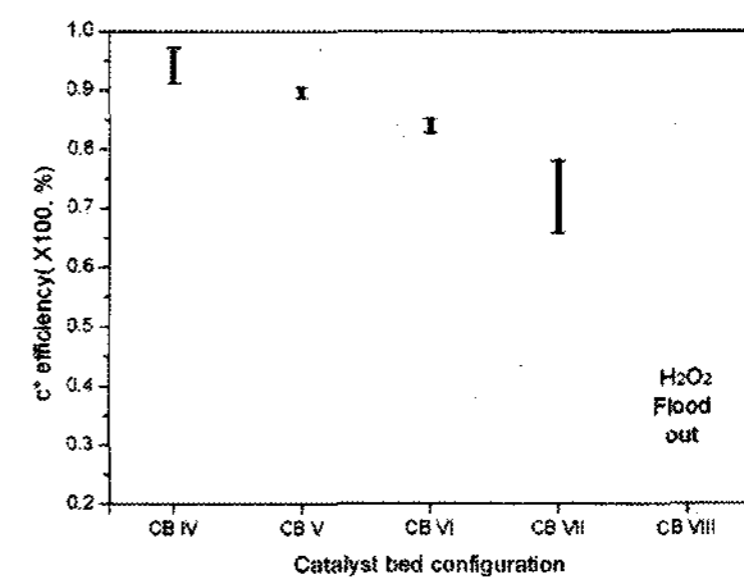


Fig. 8 Efficiency of Characteristic Exhaust Velocity according to Catalyst Bed

이다. 직경이 큰 "A"인젝터의 경우  $\eta_{c^*}$ 와  $\Delta P_{CB}$ 가 "B"인젝터 보다 약간 크게 나타났으나  $\Delta P_{tot}$ 는 작은 경향을 보였다. 이는 인젝터 직경 증가에 따라 공급되는 과산화수소의 유속이 감소하고 이에 따라 촉매 베드에서의 잔류시간이 증가한 데 기인하는 것으로 판단된다.

Fig. 8은 촉매 베드별  $\eta_{c^*}$ 를 나타낸 것이다. CB IV의  $\eta_{c^*}$ 가 92 ~ 98%로 가장 높게 나타났다.

CB V의 경우 촉매 물질인 은 스크린 수는 CB VI와 같으나 비 촉매 물질인 SUS 스크린의 추가로  $\eta_{c^*}$ 가 다소 증가하는 것을 볼 수 있다. 이는 촉매 베드 하단의 SUS 스크린이 과산화수소의 촉매 베드에서의 잔류시간을 증가시키고 과산화수소의 열 분해를 촉진시키는 것에 기인한 것으로 판단된다. CB VII의 경우  $\eta_{c^*}$ 는 66 ~ 78% 정도로 다소 낮게 나타났으며  $\Delta P_{CB}$ 는 약 1.9MPa로 매우 높게 나타났다. 이는 하단에서 과산화수소의 불충분한 유로 형성에 따른 것이다.

#### 4. 결 론

과산화수소 추력기에 적용하기 위해 촉매 베드를 구성하여 점화 시험을 통해 촉매의 성능 특성에 대한 연구를 수행하였다.

촉매베드는 은 스크린을 기본으로 하는 형태로 하였으며, 질산 용액으로 촉매 활성화하여 점화시험에서 우수한 시동 특성과 성능을 달성할 수 있었다.

엔진 점화 지연 시간은 엔진 예열을 통해 감소시킬 수 있으며, 130 °C 이상에서는 0.1초 이하로 나타났다. 연소가스 온도는 점화 직후 600 °C 이상으로 상승하여 이원추진 로켓에 적용 시 자동 점화 가능성을 확인할 수 있었다.

추진제의 분해 효율로 표현할 수 있는 배기특성속도 효율은 촉매 베드 CB IV의 경우 최대 98%까지 나타났으며 연소실 압력 안정성과 반응성에서 우수한 성능 특성을 보였다.

#### 5. 참고문헌

1. Wernimont, E., and Ventura, M., "Catalyst Bed Testing for Development of a 98% Hydrogen Peroxide Procurement Specification," 2002, AIAA Paper 2002-3852.

2. 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.
3. Helms, W. J., Mok, J. S., Sisco, J. C., Anderson, W. E. "Decomposition and Vaporization Studies of Hydrogen Peroxide," 2002, AIAA Paper 2002-4028.
4. Abel, T. "Hybrid Rockets," Aerospace America, 37 (12), 1999, p. 75.
5. Abel, T. "Hybrid Rockets," Aerospace America, 38 (12), 2000, p. 41.
6. Rohrbaugh, E. M. "Hybrid Rockets, Aerospace America," 39 (12), 2001, p. 61.
7. Whitehead, J.C. "Hydrogen Peroxide Propulsion for Smaller Satellites," 12<sup>th</sup> Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, Paper 98-VIII-1, 1998.
8. Wernimont, E., and Mullens, P. "Capabilities of Hydrogen Peroxide Catalyst Beds," AIAA Paper 00-3555, 2000.
9. 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.
10. Lee, S. L., Lee, Y. J., Lee, C. W., "Development of 100-N thrust class Hydrogen-peroxide Rocket," Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2005.
11. Gordon, S., 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.
12. Ventura, M., Wernimont, E. "Advancements in High Concentration Hydrogen Peroxide Bed," AIAA paper 2001-3250, 2001.