

## 액체추력기 촉매베드 크기 결정을 위한 실험적 방법

안성용\* · 권세진\*\*

### Experimental approach for catalyst bed sizing of liquid propellant thruster

Sungyong An\* · Sejin Kwon\*\*

#### ABSTRACT

A 50 Newton monopropellant thruster being developed for attitude control in a variety of aerospace application systems is described in this paper. A scaled down thruster with platinum on aluminum oxide in the reaction chamber was tested to determine the catalyst capacity. A scaled up thruster which was designed and fabricated using data obtained from a small scale device was evaluated by its decomposition efficiency based on the temperature, the efficiency of characteristic velocity, and the measurement of thrust. The performance of a scaled up thruster was marked by a measured thrust of 42 Newton, 98 % efficiency of the characteristic velocity, a specific impulse of 123 sec at sea level.

#### 초 록

진공 작동 조건에서 50 Newton 추력 레벨을 가지는 과산화수소 단일추진제 추력기를 개발하였다. 축소형 추력기를 제작하여 제조한 촉매의 추진제 분해 성능을 평가하였다. 축소형 추력기의 성능 평가 결과로부터 50 Newton 추력을 위한 추진제 유량을 완전히 촉매 분해시키기 위해 필요한 반응기를 설계하였다. 스케일 업을 통해 제작된 추력기는 34.8 g/s의 추진제 유량에서 98%의 특성속도 효율을, 대기압 조건에서 42 Newton의 추력, 123 sec의 비추력 결과를 보임으로써 반응기 스케일 업 과정이 적절함을 확인하였다.

Key Words: Hydrogen peroxide(과산화수소), Catalyst(촉매), Reactor(반응기), Thruster(추력기), Monopropellant(단일추진제), Green propellant(친환경 추진제)

#### 1. 서 론

#### 1.1 단일 추진제로서 과산화수소

친환경적인 추진제로 분류되는 과산화수소는 추진제 자체의 독성이 적어 취급이 용이하고 다른 독성 추진제 취급 시 요구되는 특별한 안전 장치가 필요하지 않으므로 저렴한 비용으로 취

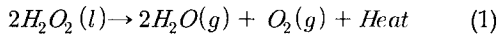
† 2008년 4월 11일 접수 ~ 2008년 5월 26일 심사완료

\* 학생회원, KAIST, 항공우주공학과, 로켓 실험실

\*\* 종신회원, KAIST, 항공우주공학과, 로켓 실험실

연락처, E-mail: kslv@kaist.ac.kr

급할 수 있다. 또한 과산화수소의 분해 시 생성물은 Eq. 1과 같이 수증기와 산소이므로 환경 파괴를 유발하지 않는 친환경 추진제이다.



그럼에도 불구하고 1960년대 우주개발 경쟁이 본격화 되면서 추진제의 독성, 가격 경쟁력, 환경적 측면보다는 성능을 최우선시하는 정책으로 단일추진제 역할은 하이드라진, 산화제로써의 역할을 사산화질소( $N_2O_4$ )로 대체되면서 과산화수소를 이용한 연구가 거의 사라졌으나 최근 친환경적인 측면, 저렴한 개발비용, 독성이 없는 점등이 부각되면서 과산화수소가 재조명을 받고 있다[1, 2, 3]. 또한 최근의 연구 문헌 조사 결과 비추력을 제외한 많은 항목에서 과산화수소가 기존 추진제에 비해 장점을 가지고 있는 것으로 보고되었으며[4, 5], 항공 우주에서 가능성이 높은 추진제 중 하나이다.

## 1.2 과산화수소 추력기 연구개발 동향

미국의 General Kinetics 사는 과산화수소를 이용한 추진시스템을 개발하는 대표적인 회사로써, 추력기 및 가스발생기(Fig. 1) 등의 개발 기술을 보유하고 있다. 고농도 과산화수소 분해용 촉매 개발에 성공하였고, 다양한 시스템에 응용할 수 있도록 추력 레벨을 세분화시켜 3 - 150 lbf 급 단일추진제 추력기를 개발하였다[6].

스웨덴의 Peroxide propulsion에서는 고농도 추진제의 종류, 과산화수소 분해용 촉매개발(Fig. 2), 로터 회전용 추력기 개발 등의 연구를 지속적으로 수행해 오고 있다[7].

프랑스 Poitiers 대학의 촉매 연구실(LACCO)은 십 수 년간 추력기의 핵심요소인 촉매베드 개발 연구를 수행해 왔다. 고성능 촉매베드 개발, 촉매 특성화 연구, 촉매 성능 규명 등의 분야에서 많은 경험을 보유하고 있으며, 최근 유럽 연합 공동체에서 개발 중인 과산화수소 추력기 촉매베드(Fig 3)를 공급하고 있다[8].

오스트리아 ARC 연구실에서는 초소형 추력기

를 개발 하였다. 500 mN 이하 추력의 과산화수소 단일 추진제 추력기(Fig. 4), 1 Newton 급의 에탄올, 과산화수소 이원추진제 추력기를 개발하고 성능 평가 하였다[9].

이탈리아의 ALTA S.p.A는 Pisa 대학교의 협력 연구를 통해 5, 25 Newton 급 과산화수소 추력기를 개발 중에 있다. 핵심 요소인 촉매 기술 확보를 위해 다양한 기초 연구를 수행하였으며 [10], 5 Newton 프로토타입 추력기(Fig. 5)의 성능 검증 단계 중이다[11].

일본 도쿄 대학은 2008년 발사예정인 PETSAT 위성의 추진 시스템으로  $H_2O_2$  단일 및 이원 추진제 시스템으로 결정하였으며 추진시스템(Fig. 6)을 개발하여 성능 검증 중에 있다[12].

국내에서 또한 과산화수소를 이용한 추력기 연구가 수 년 전부터 시도되었다. 단일추진제 마이크로 추력기[13] 및 소형 추력기 개발[14], 추진 모듈 개발[15], 10 Newton 급 로켓 개발[16], 이원 촉매를 이용한 가스발생기[17, 18], 100 Newton 급 단일추진제 로켓[19, 20], 과산화수소와 케로신을 이용한 이원 추진제 로켓[21] 등의 다양한 개념 연구가 수행되어 현재는 성숙기에 접어든 것으로 판단된다.

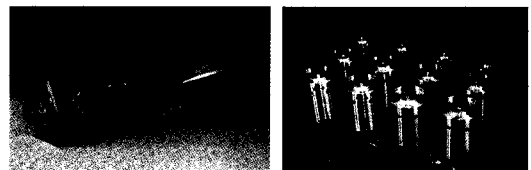


Fig. 1 Thruster and gas generator (GK) [6]

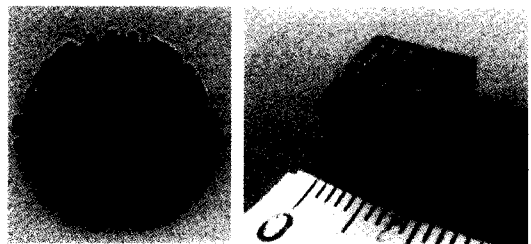


Fig. 2 Pt/Ceramic catalyst [7]

Fig. 3 Catalyst bed (LACCO) [8]

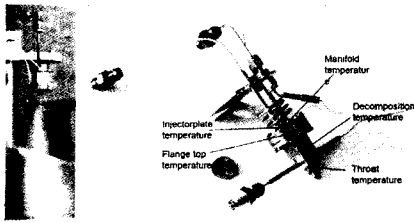


Fig. 4 Monopropellant thruster (ARC) [9]

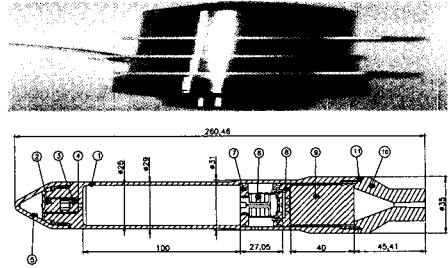


Fig. 10 10 Newton monopropellant rocket [16]

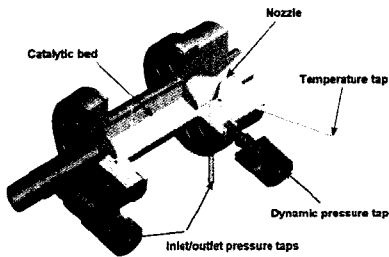


Fig. 5 Thruster design (ALTA S.p.A) [11]



Fig. 11 Ignition test with kerosene and H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> [21]

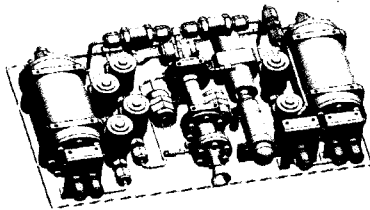


Fig. 6 Propulsion module [12]

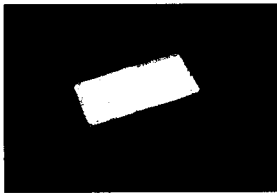


Fig. 7 MEMS thruster [13]

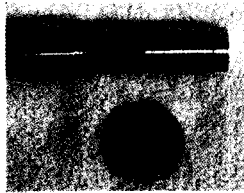


Fig. 8 1 N thruster [14]

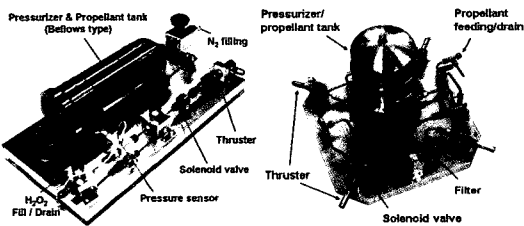


Fig. 9 Propulsion module (KAIST) [15]

### 1.3 연구 목적 및 내용

최근 연구 동향을 볼 때 친환경 추진제를 이용한 추력기 개발 연구가 다양한 연구 그룹에서 활발히 진행되고 있는 것으로 파악되었다. 그러나 단일추진제 추력기의 촉매베드와 관련된 구체적인 데이터는 비공개하는 경우가 대부분이다. 또한 추력기를 개발하는 연구 그룹은 많지만, 단일추진제 추력기 개발에서 가장 초점을 맞추어야 할 부분인 반응기 사이징과 관련된 유사 연구가 구체적으로 수행된 사례를 찾아 볼 수 없었다. 따라서 본 연구에서 추력기 설계 기술 확립을 위한 일련의 과정 중 촉매베드 사이징을 위한 실험적 연구를 수행하였다.

항공 우주 분야에서 시스템의 부피와 무게는 전체 임무 수행에 매우 큰 영향을 미치는 요소로써 각각의 요소는 최적화 된 크기로 설계되어야 한다. 단일 추진제 추력기의 경우 촉매베드의 분해 성능에 따라 추력기 성능이 좌우되므로 촉매베드 사이징이 매우 중요하다. 완전한 추진제의 분해를 위해 반응기 크기를 적정 크기보다

크게 설계하면 부피와 무게가 증가한다. 반면, 최적 설계치 보다 작게 할 경우, 추진제 분해가 완전히 일어나지 못해, 설계한 추력을 낼 수 없다.

일단 베드 크기 결정을 위한 절차가 확립되면 원하는 추력 레벨을 갖는 추력기의 촉매베드를 설계할 수 있게 되므로 추후 고추력, 고성능 추력기를 비교적 용이하게 개발할 수 있어 고추력 추력기 개발을 위해서는 반드시 수행되어야 하는 연구이다. 이에 본 연구에서는 촉매베드 사이징을 위한 스케일 업 방법을 설정하고 실험을 통해 검증하는 일련의 개발과정을 수행하였다. 이를 위해 소형 반응기를 제작하여 제작한 촉매의 성능 한계를 평가하였다. 이후, 촉매 성능 데이터를 이용하여 추력레벨 50 Newton을 가지는 추력기용 촉매베드 크기를 결정하였다. 마지막으로 50 Newton 급 추력기의 성능 평가를 수행함으로써 촉매베드 사이징의 적절성 여부를 판단하였다.

## 2. 실험 준비 및 방법

### 2.1 추진제

과산화수소는 일반적으로 물과 혼합되어 있으며 67 wt. % 이상의 농도일 경우, 분해 시 발열 반응이 일어난다. 추력기에서 사용하기 위해서는 보다 높은 비추력을 위해서 고농도일수록 유리하다. 본 연구에서는 90 wt. % 농도의 과산화수소를 사용하였으며, 촉매가 피독 되는 현상을 방지하기 위해서 미국에서 로켓 추진제급 과산화수소를 규정하고 있는 MIL-16005F를 만족하는 순도를 사용하였다[22]. 90 wt. % 추진제의 경우 상온에서 밀도는  $1392 \text{ kg/m}^3$  이며[23], CEA 계산 시 단열분해온도는 1023 K, 특성속도는  $936 \text{ m/s}^2$  이다.

### 2.2 추력 스탠드 및 실험 데이터 측정

반응기 또는 추력기 성능 측정을 위한 추력 스탠드를 제작하였다. Fig. 12, 13은 각각 추력

스탠드의 구성도 및 형상을 나타낸다. 실험 장치는 가압 탱크, 추진제 탱크, 압력 조절기, 각종 밸브(Vent, relief, drain 용), 추진제 공급 밸브(Swagelok, pneumatic actuator), 질량 유량계(AW company, Coriolis type), 로드셀(Kistler, 9217A), 신호 증폭기(Kistler, 5015A), 슬라이딩 레일(LM guide) 및 타이머 등으로 구성되어 있다. NI 사의 SCXI - 1000, 1112, 1123 모듈을 사용하여 압력, 온도, 추력, 추진제 유량 신호를 100 samples/sec로 수신하였다. 반응기 내부의 빠른 온도 변화를 측정하기 위해 비드 노출형 K-type 온도 센서를 사용하였다.

### 2.3 촉매 제작

활성물질로 정상상태에서 과산화수소와 우수한 반응성을 가지는 백금을[18], 지지체로는 감마 알루미늄을 선정하였다. 활성물질을 지지체에 코팅하는 과정은 일반적인 함침법을 이용하였다[24]. 알루미늄과 친화력이 강한 염화백금산 용액을 전구체로, 아세톤을 솔벤트로 사용하여 상온에서 24시간 코팅하였다. 유기물을 제거하기 위해  $300 \text{ }^\circ\text{C}$ 에서 4시간 동안 하소(calcination)한 후, 산화막 및 Cl<sup>-</sup> 이온 제거를 위해  $300 \text{ }^\circ\text{C}$ , 4%  $\text{H}_2/\text{N}_2$  환경에서 4시간 동안 환원(reduction)하여 23 wt. %의 Pt/ $\text{Al}_2\text{O}_3$  촉매를 완성하였다. 직경 1/8 inch 크기의 펠렛을 그대로 사용할 경우 물질 전달의 영향으로 반응성이 감소할 수 있다. 이런 영향을 줄이기 위해 지지체를 1/4 크기로 쪼개서 활성물질을 코팅하였다. Table 1은 선정한 알루미늄의 특성을 나타내고 있다[25].

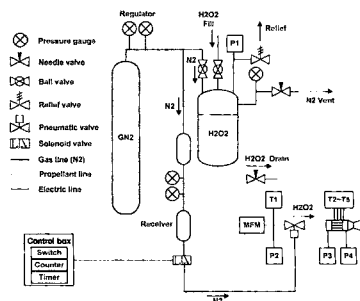


Fig. 12 Experimental setup

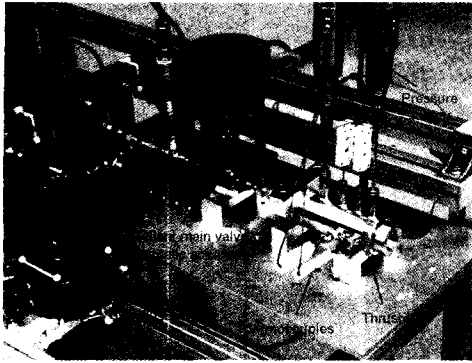


Fig. 13 Thrust stand

을 이용하였다.

급격한 반응이 일어나면서 반응 챔버 내부는 고온 고압 환경이 된다. 이런 환경에 노출된 노즐 목 직경 치수가 변하여 특성속도 값에 오차가 포함된다. 또한 추진제 유량이 작은 범위에서는 정확한 추진제 유량을 측정하는데 어려움이 있고, 추진제 유량 오차에 따라 분해효율이 변하게 되므로 특성속도 효율로만 반응기를 평가하게 되면 신뢰성이 떨어진다. 따라서 특성 속도 효율 외에 추진제의 분해 온도를 기초로 한 분해 효율 또한 측정하여 실험 데이터의 신뢰성을 확보하였다.

추력 성능 평가는 인젝터, 반응기 및 노즐이 통합된 추력기의 최종 특성을 평가하는 것으로 대기압 조건에서 추력을 측정하였다. 또한 Eq. 5를 이용하여 비추력을 환산하였다.



Fig. 14 Catalyst coating procedure

$$\eta_T = \frac{T_{chamber}}{T_{adiabatic}} \times 100 \quad (2)$$

$$\eta_c = \frac{C_{experiment}^*}{C_{theoretical}^*} \times 100 \quad (3)$$

$$C^* = \frac{A_t P_c}{\dot{m}} \quad (4)$$

$$F = \dot{m} V_e = \dot{m} I_{sp} g_0, \quad I_{sp} = \frac{F}{\dot{m} g_0} \quad (5)$$

Table 1. Characteristics of alumina [25]

| 항 목               | 특 성                   |
|-------------------|-----------------------|
| Type              | Bimodal               |
| Size              | 1/8 inch              |
| Phase             | $\gamma$ type         |
| Surface area      | 255 m <sup>2</sup> /g |
| Median pore       | 70 $\mu$ m and 5000 Å |
| Total pore volume | 1.14 cc/g             |
| Density           | 0.395 kg/liter        |

#### 2.4 추력기 성능 평가

반응기를 포함한 추력기의 성능 평가를 위해 온도를 통한 추진제 분해효율(Eq. 2), 압력을 통한 특성속도 효율계산(Eq. 3) 및 추력 측정 방법

#### 2.5 축소형 추력기

촉매를 포함한 반응기 성능을 평가하여 고추력 추력기 개발에서 필요한 데이터를 축적하기 위한 목적으로 축소형 추력기를 설계하였다. 추력기의 설계 개념도는 Fig. 15와 같다. 반응기에 장착되는 촉매베드는 직경 10 mm, 최대 길이는 40 mm 까지 가능하도록 설계하였으며 내부에서 생성가스 온도를 측정할 수 있도록 촉매베드 전단으로부터 1, 2, 3, 4 cm 지점에 온도 센서 포트를 가공하였다(T2, T3, T4, T5). 또한 촉매베드 전·후단(P3, P4)에 압력 센서를 장착하여 촉매베드에서의 압력 손실(P3-P4) 및 반응챔버 압력(P4)을 측정하였다.

## 2.6 스케일 업 추력기

Figure 16은 스케일 업 추력기의 설계 형상이다. 인젝터는 추진제의 균일한 분무를 보장하기 위해 축소형 추력기에서 사용한 것과 같은 방식의 full cone 타입 스프레이 분무 팁(Spray systems)을 인젝터로 사용하였다. 인젝터는 단일 노즐로써 오리피스 직경은 1.2 mm 이다. Chugging instability를 피하기 위해 반응 챔버 설계 압력의 30 % 수준의 압력차가 걸릴 때 설계 유량이 되는 인젝터를 선정하였다. 스프레이 방식 인젝터 도입으로 인젝터와 촉매베드와의 일정 거리가 필요하다. 분사된 추진제 입자가 촉매의 전체 면적에 고루 분포될 수 있도록 분사각을 고려한 인젝터와 촉매베드와의 거리를 두어 반응기를 설계하였다. 촉매가 추진제와의 격렬한 반응 과정에서 반응기 내부에 고정시키기 위해 촉매베드 전·후단에 스크린 및 exit distributor를 장착하였다. 노즐의 면적 비는 2.7 로써 대기압 조건에서 설계 압력 15 bar 일 때, 최적 팽창이 일어나는 조건을 적용하였다. 온도 및 압력 센서의 위치는 축소형 추력기와 동일하다.

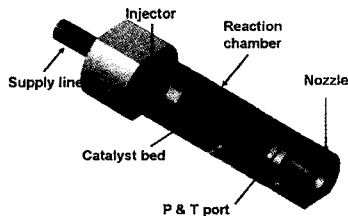


Fig. 15 Scale down thruster

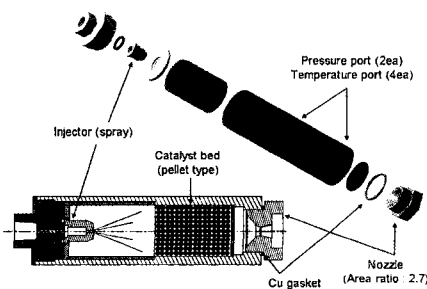


Fig. 16 Scale up thruster

## 3. 실험 결과

### 3.1 축소형 추력기

축소형과 스케일 업 추력기의 모든 반응 실험은 20 sec 간 연속작동으로 평가하였으며, 정상 상태에서의 온도 및 압력을 측정하였다. 또한 추진제와 촉매베드가 모두 상온인 상태에서 외부의 예열장치 없이 수행하는 냉시동 (cold start) 조건으로 실험을 수행하였다.

Figure 17은 유량 증가에 따라 촉매베드 내에서 최대 온도가 측정된 위치를 나타낸다. 유량이 작은 범위에서는 촉매 전단부에서 대부분의 추진제가 분해되지만, 유량이 증가함에 따라 하류로 이동하는 현상을 보였다. 즉, 최대 온도가 측정되는 위치가 하류로 이동하는 경향이 나타났다. 촉매베드 끝 4 cm 지점에서 최대 온도가 측정된 이후부터는 유량을 증가시켜도 최대온도는 계속 4 cm 지점에서 측정되지만, 단일분해 온도보다 낮은 온도가 측정되었고, 촉매베드의 전 영역에서 단일분해 온도보다 낮은 온도가 측정되었다. Region A는 90 wt. %  $H_2O_2$ 의 단일분해 온도가 측정된 영역이고 Region B에서는 최대온도가 측정되었지만 단일분해 온도 이하의 온도로 나타났다. 두 영역의 경계점에서의 유량은 4 g/s로써 직경 1 cm, 길이 4 cm의 촉매베드 부피에서는 분해효율 100 %를 보장하는 추진제 유량이 약 4 g/s 임을 일차적으로 확인하였다.

Figure 18은 특성속도 효율 측정을 통한 촉매베드의 분해 특성 한계를 결과이다. 유량이 작은 범위에서는 분해 효율이 90 %를 상회하지만, 4.0 g/s 이상의 유량에서는 분해효율이 급격히 떨어졌다. 이는 온도 측정을 통한 결과와 잘 일치한다.

축소형 추력기에서 두 가지 분해효율을 통해 측정된 Pt/ $Al_2O_3$  촉매의 경우, 촉매 단위 부피당 완전히 분해시킬 수 있는 추진제 유량(Eq. 6)은 최대  $1.27 (g/s)/cm^3$  이었다.

$$Catalyst\ capacity = \frac{Propellant\ flowrate}{Catalyst\ volume} \quad (6)$$

3.2 스케일 업 추력기

Figure 19는 촉매베드 내에서의 생성가스 온도 측정 결과이다. T2, T3, T4, T5는 각각 촉매베드의 전단부터 1, 2, 3, 4 cm 지점의 온도를 나타낸다. 추진제 밸브를 개방한 후, 추진제가 분사되어 촉매베드에 접촉하는 순간부터 급격한 반응이 일어나게 되어 온도가 급격히 상승한다. 반응이 시작된 후, 수 초 이내에 정상상태 온도에 도달하였다. 촉매베드 하류로 감에 따라 정상상태 온도가 증가하여, 촉매베드 끝단에서는 단일 분해 온도에 도달하였다.

Figure 20은 추진제 유량 34.8 g/s 인 경우 압력(P2, P3, P4) 및 추력 측정 결과이다. 각각의 압력은 추진제 가압(P2) 22.8 bar, 촉매베드 전단(P3) 17.7 bar, 반응챔버(P4) 16.2 bar이다. 인젝터에 걸리는 차압은 5.1 bar, 촉매베드 전·후의 압력 손실은 1.5 bar로 측정되었다. 측정된 특성 속도 효율은 98% 이었다. 대기압 조건에서 추력은 42 Newton, 비추력은 123 sec 였다.

4. 고 찰

단일추진제 추력기 설계에서 촉매베드는 추력기 전체 성능을 결정하므로 설계 요구조건이 주어졌을 때, 촉매베드 사이징이 필수적으로 요구된다. 고추력 추력기의 촉매베드 사이징을 위해서는 촉매의 분해성능 데이터가 요구되는데, 이를 위해서 축소형 추력기를 이용하여 촉매의 분해 성능 한계를 파악하였다.

촉매 표면에서 추진제가 100 % 분해되면 단일 분해 온도에 도달하게 된다. 이에 온도 측정을 통해 추진제 분해효율을 일차적으로 측정하였다. 온도는 촉매베드 내에서 국부적으로 차이가 있을 수 있다. 따라서 국부적으로 차이가 적은 압력 데이터를 이용하여 특성속도 효율을 동시에 측정하였다. 두 가지 효율을 동시에 측정함으로써 실험 데이터의 신뢰성을 확보하였다.

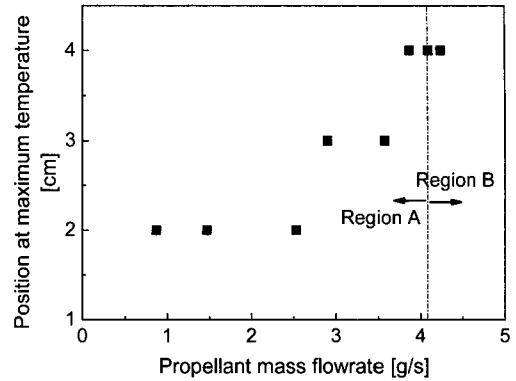


Fig. 17 Maximum temperature position

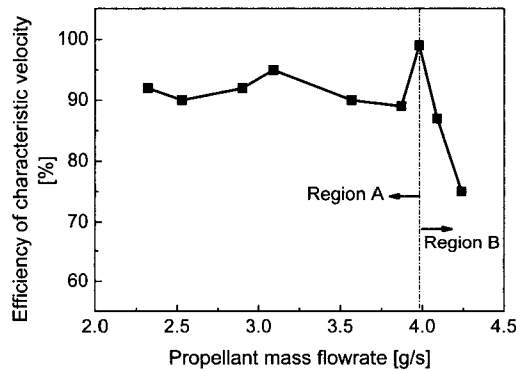


Fig. 18 Efficiency of characteristic velocity

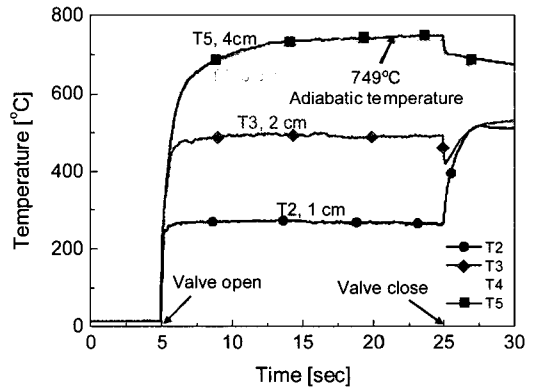


Fig. 19 Product gas temperature at scale up thruster

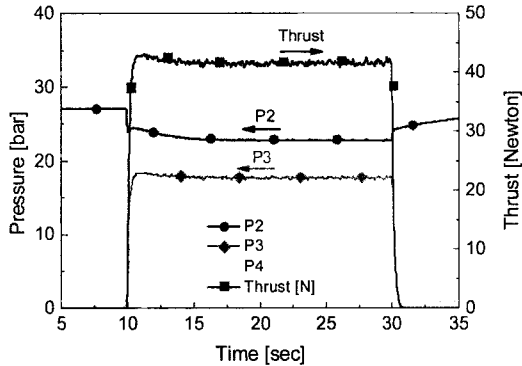


Fig. 20 Thrust and pressure at scale up thruster

문헌 조사 결과 타 추력기 연구에서는 촉매베드의 분해 성능을 나타내는데 있어 일반적으로 질량 유속(mass flux,  $(g/s)/m^2$ )을 사용하였다. 질량 유속은 추진제 유량을 촉매베드 단면적으로 나눈 것으로서 촉매베드의 단위 단면적당 추진제가 얼마나 흘러가는 지를 나타낸다. 그러나 질량 유속은 촉매베드의 길이에 대한 정보가 전혀 포함되어 있지 않아 촉매의 성능 비교가 용이하지 않다. 촉매베드의 길이에 상관없이 단면적만 같다면 같은 질량 유속으로 나타나기 때문이다. 이런 단점을 보완하기 위해 추진제 유량을 촉매베드 부피로 나눈 Eq. 6을 정의하여 촉매 성능을 평가하였다.

축소형 추력기에서 촉매 성능을 평가한 후, 추력기 스케일 업을 시도하였다. 스케일 업 추력기에서의 촉매에서 추진제 허용 유량은  $1.23 (g/s)/cm^3$  으로써 축소형 추력기에서 측정된  $1.27 (g/s)/cm^3$  이내의 값을 갖도록 설계하였다. 촉매베드의 스케일 증가는 길이 방향과 반경 방향의 증가를 고려할 수 있다. 두 가지 방법 모두 부피만 같다면 추진제의 공간 시간(space time)은 같으므로 반응 측면의 관점에서는 동일하다고 가정한 후, 설계 관점에서 촉매베드에서 압력 손실 증가를 최소화하기 위해 반경 방향으로의 스케일을 증가시키는 방법을 선택하였다.

촉매베드가 과도하게 설계되었다면 비교적 앞부분의 촉매베드에서 단일분해 온도에 도달한

후 후단부에서는 온도가 점차 감소하게 된다. 반면, 과소하게 설계되었다면 촉매베드의 하류로 이동함에 따라 추진제가 분해되어 생성된 가스 온도가 점차 상승하지만 끝단에 도달하더라도 단일분해 온도에 도달하지 못하게 될 것이다. 스케일 업 추력기에서 온도 측정 결과를 볼 때, 촉매베드 끝단의 분해가스가 단일 분해 온도에 도달하는데, 촉매베드가 최적의 크기로 설계된 것으로 판단된다. 또한 촉매베드의 크기 결정을 위해 확립한 스케일 업 과정의 유효함이 확인되었다.

스케일 업 추력기에서 안정적인 압력 및 추력 특성이 관찰되었으며 연소 불안정성 현상은 관찰되지 않았다. 이는 추진제의 균일한 스프레이 분사를 통해 추진제 분해 반응이 촉매 전 영역에서 안정적으로 이루어졌고, 인젝터에 걸리는 차압을 외란에 영향에 강인하도록 반응챔버 압력의 30 % 수준으로 설계했기 때문으로 판단된다.

최종 성능 평가 결과 추력기는 촉매베드 끝단에서 단일분해온도에 도달하였고, 특성속도 효율은 98 %, 비추력은 123 sec로써 실험조건에서 이론 비추력인 128 sec의 96 % 수준이었다. 이는 노즐에서 확산각에 의한 추력 손실로 판단된다. 추력은 34.8 g/s의 추진제 유량인 경우 대기압 조건에서 42 Newton이었으며, 진공 조건, 최적 팽창인 경우를 가정하면 약 58 Newton을 낼 수 있는 수준이다.

개발된 추력기는 정상상태에서 설계조건을 만족하였으며 실험을 통해 추력기 스케일 업 과정을 확립하였다. 연구결과를 바탕으로 지속적인 연구가 수행되면, 향후 빠른 응답 특성을 가지는 고추력 추력기 개발이 가능할 것으로 예상된다.

## 후 기

본 연구는 과학기술부 특정연구개발사업인 소형위성발사체(KSLV-I) 개발사업의 일환으로 수행되었으며 지원에 감사드립니다.



## 참 고 문 헌

1. M. Ventura, G. Garboden, "A Brief History of Concentrated Hydrogen Peroxide Uses," 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA-1999-2739
2. 임하영, 안성용, 권세진, "친환경추진제 "과산화수소"의 특성과 응용," 한국추진공학회 춘계학술대회, 2006, pp.283-287
3. M. Ventura and P. Mullens., "The Use of Hydrogen Peroxide for Propulsion and Power," 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE joint propulsion conference and exhibit, AIAA-1999-2880
4. Eric J Wernimont, "System Trade Parameter Comparison of Monopropellants: Hydrogen Peroxide vs Hydrazine and Others," 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA-2006-5253
5. Eric J Wernimont and Mark Ventura, "Review of US Historical Rocket Propellants: Accidents, Mishaps & Fatalities," 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA-2007-5648
6. www.gkllc.com
7. www.peroxidepropulsion.com
8. C. Scharlemann, M. Schiebl, K. Marhold, M. Tajmar, P. Miotti, C. Kappenstein, Y. Batonneau, R. Brahmi, C. Hunter, "Development and Test of a Miniature Hydrogen Peroxide Monopropellant Thruster," 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA-2006-4550
9. C. Scharlemann, "Development of Miniaturized Green Propellant Based Mono- and Bipropellant Thrusters," 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA-2007-5580
10. L. Romeo, L. Torre, A. Pasinim L. d'Agostino, F. Calderazzo, A. Cervone, "Performance of Different Catalysts Supported on Alumina Spheres in Hydrogen Peroxide Decomposition," 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA-2007-5466
11. A. Pasini, L. Torre, L. d'Agostino, A. Cervone, "Experimental Characterization of 5 N Hydrogen Peroxide Monopropellant Thruster Prototype," 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA-2007-5465
12. H. Sagara, S. Nakasuka, Y. Sugawara, and C. Kobayashi, "Demonstration of Propulsion System for Microsatellite Based on Hydrogen Peroxide in SOHLA-2 Project," 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA-2007-5575
13. 안성용, 이종광, 량성민, 권세진, "마이크로 추력기 응용을 위한 과산화수소 촉매 분해 반응," 한국추진공학회, 제9권, 제4호, 2006, pp.1-8
14. 안성용, 진정근, 권세진, "모노리스를 이용한 과산화수소 단일추진제 추력기 개발," 추진공학회지, 제11권, 제1호, 2007, pp.18-26
15. Sungyong An, Hayoung Lim, Sejin Kwon, "Hydrogen Peroxide Thruster Module for Microsatellites with Platinum Supported by Alumina as Catalyst," 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA-2007-5467
16. 이정섭, 안성용, 김민기, 문기현, 송승환, 최원준, 박선금, 권세진, "10N급 단일 추진제 추력기 설계 및 성능 평가," 한국항공우주학회 추계학술발표회, 2007, pp.1349-1352
17. 량성민, 안성용, 권혁모, 권세진, "이원 촉매를 이용한 과산화수소 가스발생기," 항공우

- 주공학회지, 제34권, 제3호, 2006, pp.87-92
18. Hayoung Lim, Sungyong An, Sejin Kwon, and Seongmin Rang, "Hydrogen Peroxide Gas Generator with Dual Catalytic Bed for Non-preheating Start-up," *Journal of propulsion and power*, Vol. 23, No. 5, 2007, pp.1147-1150
  19. Ahn Sang-Hee, Choi Tae-Hoon, S. Krishnan, Lee Choong-Won, "A Laboratory scale hydrogen peroxide rocket engine facility," 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA2003-4647
  20. 이수립, 이충원, "은을 촉매로 사용하는 과산화수소 추력기 개발," *한국추진공학회지*, 제11권, 제4호, 2007, pp.67-73
  21. 박근홍, 임하영, 권세진, "촉매 분해된 과산화수소 제트에 분사된 케로신의 자연발화 특성," 제14차 유도무기학술대회, 2007, pp.677-681
  22. Performance specification, Propellant, Hydrogen peroxide, MIL-16005F, 2003
  23. Hydrogen peroxide handbook, Air Force Rocket Propulsion Laboratory, AFRPL-TR-67-144, USA, 1967
  24. 전학제, 서곤, 촉매개론, 제4판, 한림원, 2002, pp.231-241
  25. www.alfa.com