

초소형 단일 추진제 추력기 성능평가

이정섭* · 안성용* · 권세진**

Performance Evaluation of a Micro Monopropellant thruster

Jeongsub Lee* · Sungyong An* · Sejin Kwon**

ABSTRACT

The performance evaluation of a micro monopropellant thruster is described in this paper. The platinum which has stable physical and chemical properties is used as a catalyst. The ceramic form, named Isolite is chosen as a catalyst bed. Hydrogen peroxide whose concentration is up to 90wt% is supplied into thruster by direct pressurization with nitrogen gas. The c^* efficient is calculated to evaluate the performance of a thruster. The pressure rise time, pressure decent time and reaction delay are synthetically considered.

초 록

본 연구에서는 과산화수소 분해 반응을 이용한 초소형 추력기 성능평가를 실시하였다. 물리 화학적 안정성이 뛰어나고 분해 성능이 좋은 백금을 촉매로 사용하고 세라믹 폼을 지지체로 선정하였다. 실험에 사용된 단일 추진제는 90wt% 과산화수소로 질소 가스를 통한 직접 가압 방식으로 추력기에 공급된다. 추력기의 성능을 평가하기 위해서 특성 속도 효율을 구하고 압력곡선을 통해서 압력 상승 시간, 압력 하강 시간, 반응 지연 등을 종합적으로 살펴본다.

Key Words: Micro thruster(초소형 추력기), Hydrogen peroxide(과산화수소), Monopropellant(단일추진제)

1. 서 론

인공위성은 지구 중력장에 놓여 오랜 시간 운용되기 때문에 시간에 따라 고도가 감소된다. 손실된 고도를 보정하기 위해서는 별도의 추력을

발산할 수 있는 추력기 시스템이 필요하다. 그렇기 때문에 인공위성의 수명과 추력기의 성능은 밀접한 연관을 갖고 있다. 현재 운용되는 대부분의 위성들은 단일 모듈의 대형위성으로서 발사 단가가 비싸고 하나의 시스템으로 구성되어 있으므로 국부적인 기능 손실로 인해 위성의 수명을 단축시킬 수 있고 나아가 임무 실패로 이어질 수 있다. 이와 같은 연유로 최근에는 초소형

* 정회원, KAIST 항공우주공학과

** 정회원, KAIST 항공우주공학과

연락처, E-mail: trumpet@kaist.ac.kr

위성 여러 대를 편대로 운용하는 방법에 대한 연구가 진행되고 있다. 각각의 위성이 편대를 이루기 위해서는 위성의 위치 제어가 필수적이다. 큰 추력 레벨의 추력기 개발은 많이 이루어져 왔으나 초소형 위성에 적용하기 위해서는 그에 맞는 초소형 추력기가 필요하다. 이 연구에서는 초소형 위성용 10N급 추력기에 대한 실험을 수행하였다.

2. 실험 설계

2.1 단일 추진제

이 연구에서 사용한 단일 추진제는 90wt% 농도를 갖는 과산화수소(Hydrogen peroxide)이다. 과산화수소는 1950년에서 1980년대 중반까지 활발히 사용되었으나 1960년대 후반 들어 과산화수소에 비해 비추력이 높은 하이드라진이 주로 사용되었다. 아래의 Table 1은 과산화수소와 하이드라진의 특성을 나타내고 있다.

Table 1. Properties of hydrogen peroxide and hydrazine

	과산화수소 (90wt%)	하이드라진
분자식	H ₂ O ₂	N ₂ H ₄
분자량(g/mol)	34.01	32.05
끓는점(°C)	141	113.5
어는점(°C)	-11.5	1.5
증기압(torr@25°C)	3.25	14.4
밀도(g/cc@20°C)	1.04	1.008
점성(cP@5°C)	1.15	0.9
비추력(sec)	154	260

하이드라진의 성능이 과산화수소에 비해서 우수하지만 독성이 강하기 때문에 취급에 어려움이 많다. 또한 대기 중의 이산화탄소와 반응하기 때문에 보관 및 운반 시 이에 대한 주의가 요망된다. 반면에 과산화수소는 타 추진제에 비해 인체에 미치는 영향이 적어 무독성 촉매라 할 수

있다. 또한 증기압이 낮기 때문에 낮은 주입압력에서 터보펌프의 구동을 가능하게 한다. 그리고 대기와 반응하지 않기 때문에 저장 및 운반이 용이하여 실험하는데 있어서 이를 위한 별도의 장비를 필요로 하지 않는다.

2.2 촉매 및 지지체

과산화수소를 분해할 수 있는 촉매는 여러 가지가 있다. 다양한 촉매 중에서도 과망간산칼륨이 가장 좋은 분해 성능을 보인다. 그러나 과망간산칼륨은 지지체에 촉매를 코팅하기가 어렵고 추력기 작동 시 촉매의 워싱현상이 나타나 재사용에 문제가 있다. 이 연구에서는 지지체에 코팅이 용이하고 반응성이 좋은 백금을 촉매로 선정하였다. 백금의 경우 백금전구체를 용해시켜 증발건조법을 통해 지지체에 담지하였다. 담지한 지지체는 건조 및 소성과정을 거친 뒤 환원작업을 끝으로 완성된다.

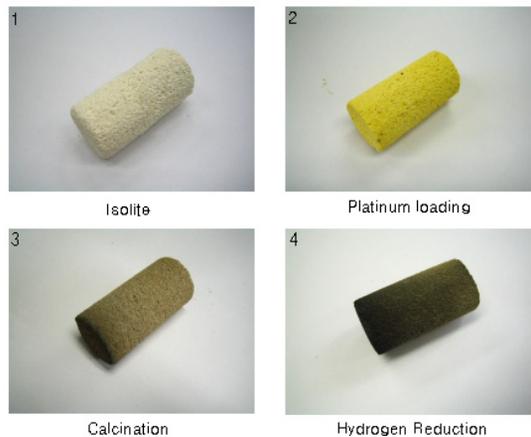


Fig. 1 Catalyst loading process

촉매가 담지된 지지체는 추력기 내부의 환경을 견딜 수 있어야 한다. 과산화수소의 단일분해 반응 온도는 700°C를 상회하므로 열적 안정성이 고려되어야 한다. 또한 높은 압력에 노출되기 때문에 구조적으로 안정해야 하고 강도가 높아야 한다. 또한 표면적이 넓어 촉매 반응을 촉진시킬 수 있어야 한다. 이 연구에서는 1000°C 이상의 고온에서도 견딜 수 있는 Isolite를 지지체로 선

정하여 실험하였다. Figure 1은 촉매의 담지 과정이다.

2.3 추력기 및 전체 시스템

10N급 추력기의 가장 중요한 부분은 추진제의 유량이다. 10N의 추력을 얻기 위한 이론적인 추진제의 유량은 8g/s로서 직경 200 μ m인 일곱 개의 오리피스를 갖는 인젝터를 사용하였다. 추력기는 전단부와 인젝터, 반응기, 그리고 노즐로 이루어져 있고 각 부위에 압력과 온도를 측정할 수 있도록 포트를 만들었다. 추력기의 형상은 아래의 Fig. 2와 같다. 과산화수소는 고압의 질소가스를 통해서 직접 가압된다. 전체 시스템 개형은 Fig. 3과 같다.

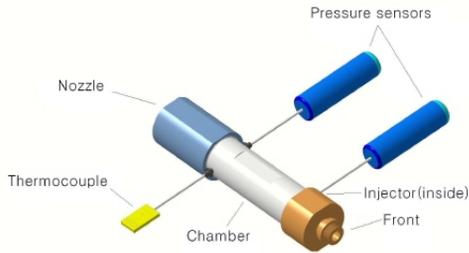


Fig. 2 Thruster apparatus



Fig. 3 Experimental system

3. 실험 결과

실험은 촉매의 담지량과 베드의 길이를 변화시키면서 수행하였고 c^* 를 통해서 성능평가를 실시하였다. c^* 는 아래의 Eq. 1로부터 구할 수 있다.

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

여기서 P는 반응기내의 압력이고 A_t 는 노즐 목의 단면적, \dot{m} 은 질량유량이다. c^* 는 추력기의 디자인이나 추진제의 종류가 서로 다른 화학로켓 간의 상대적인 성능비교에 사용되는 상대적인 척도이다. 콜드스타트로 실험한 결과, Fig. 4와 같은 결과를 얻을 수 있었다. 촉매를 4wt% 담지한 경우 과산화수소의 완전 분해를 위해서는 40mm이상의 충분한 촉매 베드 길이를 요구한다. 촉매의 담지량을 5wt%로 증가시킨 경우 30, 40mm의 비교적 짧은 촉매 베드에서도 완전 분해가 가능하다. 그러나 촉매 베드 길이를 증가시키게 되면 불필요한 베드로 인해 반응기 압력이 감소하게 되어 c^* 가 감소하게 된다. 촉매 담지량을 6wt%로 증가시킬 경우, 이미 충분한 양의 촉매가 촉매 베드에 담지되었기 때문에 5wt%와 비슷한 경향을 보이고 있다.

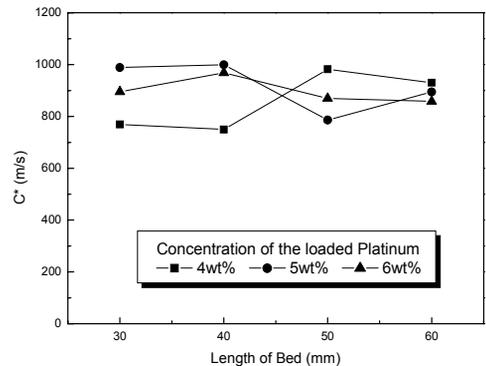


Fig. 4 Cold start test results

실험 결과 4wt%, 40mm에서 가장 높은 성능을 보이고 있다. 이 경우의 압력과 추력 곡선을 아래 Fig. 5, 6에 나타내었다. 반응기 압력이 정상상태 압력의 95%까지 도달하는데 1.58초가 소요되었다. 평균 추력은 10.16N으로 처음 설계했던 추력을 얻을 수 있었다. 같은 촉매 베드를 사용하여 200℃로 예열한 경우 정상상태 압력의 95%까지 도달하는 데 걸리는 시간은 1.32초로 앞서 콜드 스타트 조건보다 단축되었다. 이때의 평균 추력은 10.15N이다.

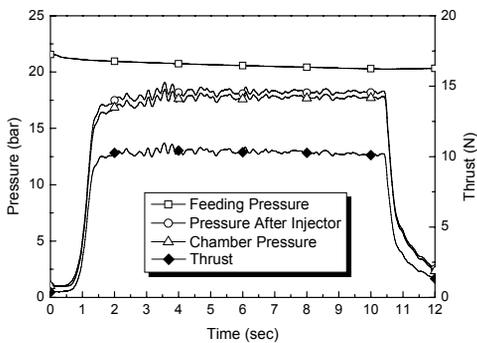


Fig. 5 4wt%, 40mm cold start

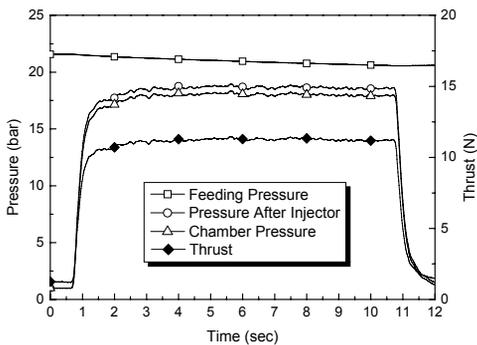


Fig. 6 4wt%, 40mm heated start

4. 결 론

본 연구에서는 초소형 인공위성용 10N급 추력

기의 성능평가를 실시하였다. 백금을 아이솔라이트에 담지시켜 촉매로 사용하였고, 90wt% 과산화수소를 단일추진제로 사용하였다. 촉매 담지량과 베드의 길이를 변화시키면서 실험을 수행한 결과 5wt% 백금이 담지된 40mm의 베드로 충분히 과산화수소를 분해할 수 있었고 10N의 추력을 얻을 수 있었다.

후 기

이 연구는 국가지정연구실사업(NRL)의 지원으로 수행되었으며, 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. Greenwood, N. N. and Earnshaw, A., Butterworth-Heinemann, Chemistry of the Elements, 2nd edition, Oxford, 1997
2. 김인태, 이재원, 장기원, 유명중, "우주분야에서의 Hydrazine 적용현황 및 발전방향," 한국추진공학회, 춘계학술대회논문집, 2006, pp.17-22
3. Sutton, G. P., Rocket Propulsion Elements, 6th ed., John Wiley & Sons Inc., 1992
4. M. Ventura, P. Mullens, "The Use of Hydrogen Peroxide for Propulsion and Power," 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, June 20-24, 1999, pp. 1-3
5. Chih-Kuang Kuan, Guan-Bang Chen and Yei-Chin Chao, "The effects of Preheating and pH Value on the Performance of Hydrogen Peroxide Monopropellant Microthrusters," 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, July 9-12, 2006