

촉매 담지 조건의 변화에 따른 초소형 추력기의 성능평가

이정섭* · 안성용* · 권세진**

Performance Evaluation of a Micro Thruster with variation of catalyst loading condition

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

ABSTRACT

A performance of micro thruster was measured with catalyst bed that was prepared by different catalyst loading condition for the optimization of catalyst bed size. Among the catalyst loading conditions, pH level of precursor solution was changed by several solutions like Nitric acid or Sodium hydroxide. For the each case, it was heated at different drying temperatures that can affect the phase of catalyst loaded on support. From these results, it was studied that the effect of catalyst loading condition on the performance. 90wt% hydrogen peroxide was used as a monopropellant, and platinum was chosen as a catalyst. Characteristic velocity efficiency and temperature efficiency were used for the performance evaluation.

초 록

초소형 추력기의 최적화를 위한 연구로 촉매 담지 조건을 변화시키면서 성능 평가를 실시하였다. 촉매의 담지 조건 중 촉매 전구체를 용해시키는 전해물질의 산성도를 변화시켰다. 또한 각각의 경우에 대해 건조 조건을 달리하면서 이에 따른 성능 평가를 실시하였다. 이를 통해 촉매 담지 조건이 추력기 성능에 미치는 영향을 알아보았다. 추진제로는 90wt% 과산화수소를 사용하였으며, 높은 분해 성능을 보이는 백금을 촉매로 사용하였다. 초소형 추력기의 목표 추력은 0.1N이며 성능 평가를 위해서 특성속도 효율과 온도 효율을 사용하기로 하였다.

Key Words: Micro Thruster(초소형 추력기), Loading condition(담지 조건), pH(산성도), Drying temperature(건조 온도), Hydrogen Peroxide(과산화수소)

1. 서 론

인공위성에 기동 능력을 부여하기 위해서 모멘텀을 발생할 수 있는 추력기를 요하고 있다. 추력기를 작동시켜 위성의 궤도 손실 보정 및 자세 제어를 원활히 수행할 수 있다. 추력기의 추력 범위는 인공위성의 크기 및 임무에 따라

* KAIST 항공우주공학과

** KAIST 항공우주공학과

연락처, E-mail: trumpet@kaist.ac.kr

요구조건이 다르다. 현재 운용되는 대부분의 위성은 대형 위성으로서 고추력 레벨의 추력기를 요하고 있으나, 개발 단가가 저렴한 소형 위성에 대한 연구가 활발히 진행되면서 저추력 레벨의 추력기에 대한 연구도 이루어지고 있다. C.Scharlemann[1] 등의 연구에서는 과산화수소를 이용한 추력기 실험을 수행하여 50 - 500mN의 추력을 얻었다. Chih-Kuang, Kuan[2] 등의 연구에서는 은 촉매와 92% 과산화수소를 사용하여 200mN의 추력을 얻었으며, 90% 이상의 효율을 보였다.

이 연구에서는 100mN급 단일 추진제 추력기의 성능 평가를 목적으로 하고 있다. 추력기의 크기 및 성능 최적화를 위해서 촉매 담지 조건을 변화시키면서 이에 따른 성능 평가를 수행한다.

2. 본 론

2.1 단일 추진제의 선정

이 연구에서 사용하는 단일 추진제는 90wt% 과산화수소이다. 과산화수소는 1900년대 초반 단일 추진제 및 산화제로서 널리 사용되어 온 추진제로서 그 성능에 대한 신뢰도가 입증된 상태이다. 또한 타 추진제에 비해 독성이 거의 없는 친환경 추진제로서 실제로 위성에 장착되어 작동할 시, 위성의 광학기기를 오염시킬 염려가 없다. 과산화수소의 성분 분석 결과 MIL-16005F를 준하는 결과를 얻어, 추진제로 사용하기에 적합하다고 판단하였다.

2.2 촉매 및 촉매 지지체

과산화수소를 분해할 수 있는 여러 촉매 가운데 백금을 촉매로 선정하였다. 많은 선행 연구 결과를 통해 백금의 과산화수소 분해 효율이 높다는 것을 알 수 있다.[3,4] 또한 백금은 녹는점이 높아 과산화수소의 반응열을 견딜 수 있으며 촉매 지지체와 강하게 흡착한다.

촉매 지지체로는 널리 사용되는 알루미나 펠렛을 사용하였다. 알루미나 펠렛은 열적, 구조적

안정성이 뛰어나고 높은 질량대비 표면적을 갖고 있어 촉매 지지체로 적합하다. 그러나 알루미나는 온도에 따라 상이 변하기 때문에 이에 따른 표면적 변화가 야기된다. 따라서 하소 및 환원 과정의 온도와 단일 분해 온도에 각각 노출시킨 알루미나 펠렛의 BET surface area를 측정하였다. 측정 결과 과산화수소의 단일 분해 온도인 760℃에 노출된 펠렛의 경우 500℃에 노출된 펠렛에 비해 약 25% 표면적 감소가 나타났다. 그러나 추력기를 장시간 동작하지 않는 이상 단일 분해 온도에 다다르기 전에 열전달이 이루어지며, 초소형 추력기의 설계유량이 매우 작아 발열량이 적다. 따라서 이 연구에서 최대 노출 온도는 500℃이며 단일 분해 온도에 대한 처리를 거치지 않았다. 그러나 고유량, 고추력 추력기의 경우 단시간내에 단일 분해 온도에 근접하는 온도 상승을 보이기 때문에 단일 분해 온도에 노출시키는 전처리 과정에 대한 고려가 필요하다. 아래 Table 1은 노출 온도에 따른 BET surface area 결과를 보여주고 있다.

Table 1. BET surface area result of Alumina pellet

노출 온도 (°C)	BET surface area (m ² /g)	Pore volume(cc/g)
500	263.3	0.85
760	197.6	0.81

2.3 추력기 설계

초소형 추력기의 목표 추력은 100mN으로서 이를 위한 과산화수소의 유량은 약 0.078g/s이다. 극소량의 유량을 제어하기 위해서는 인젝터의 오리피스 지름이 작아야 한다. 따라서 기존의 기계가공을 통한 제작에 한계가 있으므로 MEMS 가공을 사용하여 인젝터를 제작하였다. 제작된 인젝터의 오리피스 지름은 96μm이며 정확한 가공을 위해서 인젝터의 두께가 100μm로 제한되었다. 인젝터의 두께가 얇기 때문에 작동 중 파손의 우려가 있어 가압압력을 증가시키면서 인젝터의 손상여부를 판단하였다. 인젝터에서의 압력 강하가 5bar인 경우까지 실험한 결과

별다른 이상이 없음을 확인하였다. 아래 Fig. 1는 제작된 추력기의 모습을 나타내고 있다.

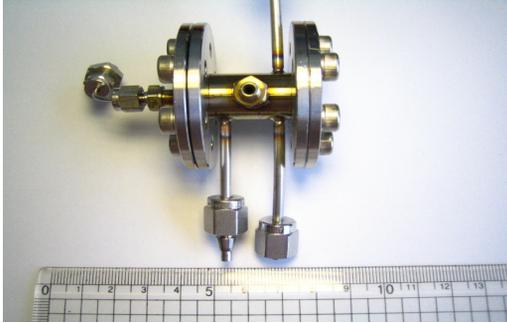


Fig. 1 Configuration of the thruster

2.4 촉매 담지 조건의 설정

촉매의 제작 과정은 담지, 하소 및 환원의 세 단계로 이루어져 있다. 이 중 촉매의 성능에 가장 큰 영향을 미치는 과정은 담지 과정으로서 이에 대한 연구가 필요하다. 하소 및 환원 과정의 경우 선행 연구에서 검증된 방법을 통해 진행되며 담지과정의 변화에 따른 성능 평가를 위해서 일정하게 유지된다.

백금 촉매의 담지를 위해 사용되는 전구체는 염화백금산으로서 (-)이온에 백금이 포함되어 있다. 따라서 촉매 지지체의 제타 포텐셜이 강한 양전위를 띠수록 담지가 잘 이루어진다.[5] 촉매 지지체로 사용하는 알루미나의 경우 Fig. 2에서 보여지듯 담지 용액의 pH에 따라 표면의 제타 포텐셜이 달라진다. 따라서 다양한 pH에서 촉매를 담지하여 담지량과 성능을 비교한다. 산성도를 변화시키기 위해서 30% 염산과 1M NaOH 수용액을 사용하였다. 백금의 담지량은 펠렛의 질량대비 5%이고 활성물질 용액의 질량은 10g이다. 건조 조건은 70°C에서 완전 건조 시켰다.

2.5 실험결과 및 분석

Figure 3는 pH에 따라 담지된 촉매의 양을 보여주고 있다. 촉매 담지 결과 처음 예측과는 다소 다른 경향을 보이고 있다. 용액의 산성도가 낮을수록 담지량이 많은 것을 알 수 있다. 선형화 한 결과 그래프의 R 값이 0.96으로 높은 선

형성을 띠고 있음을 알 수 있다. 그러나 첨가된 백금으로 얻을 수 있는 최대 질량비율은 5%이다. 따라서 pH가 2 이상인 경우들은 백금 이외의 분순물이 함께 증착된 경우라고 볼 수 있다. 이 경우 촉매의 불필요한 무게 증가의 요인이 되고 성능 저하의 원인이 될 수 있다.

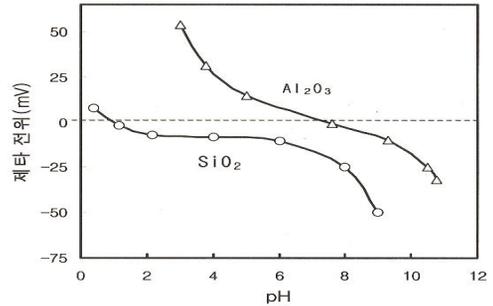


Fig. 2 Zeta potential of alumina surface in aqueous solution

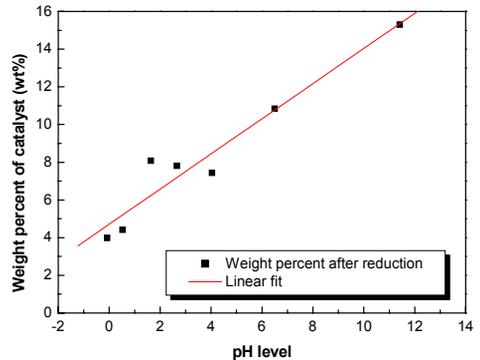


Fig. 3 Catalyst weight percent with pH level

각각의 촉매를 5초간 실험한 결과 중 반응기 온도 효율을 Fig. 4에 나타내었다. 염화백금산을 DI water에 용해시킨 경우 pH가 1.64를 나타내는데 이 경우 가장 높은 온도 효율을 얻을 수 있다. pH가 1.64보다 낮은 경우는 염산으로 인해 촉매의 성능이 상당히 감소한 것을 알 수 있다. 염산을 통해 산성도를 낮추기 위해서는 다량의 염산 용액을 필요로 하는데 이때 염산에 의해 촉매 지지체의 구조적 파손과 함께 촉매의 성능이 저하된다. 30% 염산 10g을 용액으로 사

용하여 촉매를 제작한 경우 대부분의 촉매가 파손되었다. 염산 이외에 pH 조절을 위해 사용되는 질산으로 용액을 사용한 경우에도 염산과 비슷한 현상이 나타났다. pH가 1.64보다 높은 경우에는 대체로 강염기일수록 높은 온도 효율을 보여주고 있다. 이는 실험에서 사용한 NaOH 용액에 포함된 나트륨이 촉매 지지체에 담지 되어 과산화수소와 폭발적으로 반응하기 때문이다. 따라서 pH를 높이기 위해 첨가한 나트륨의 양이 많을 수록 온도 효율이 높아졌다. 그러나 실험 결과 pH가 염기성인 경우 대체적으로 효율이 낮았으며 산성의 경우 염산에 의한 촉매 성능 저하를 볼 수 있다.

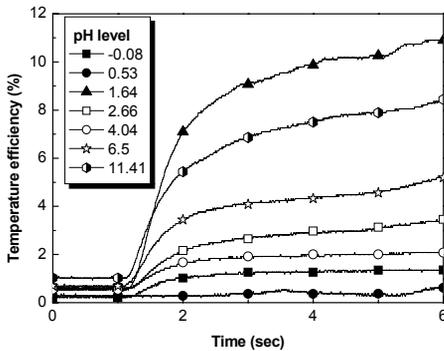


Fig. 4 Result of chamber temperature efficiency

3. 결론 및 향후 계획

이 연구에서는 100mN급 추력기의 설계 및 담지 용액의 pH에 따른 촉매의 성능변화에 대한 실험을 수행하였다. DI water를 기반으로 염산과 NaOH 수용액을 통해 pH를 조절하였으며 추력기에서 5초간 작동시킨 뒤 반응기 온도 효율을 비교하여 성능을 평가하였다. 실험 결과 pH가 낮은 경우 높은 성능을 보였으나 염산에 의한 촉매의 성능저하 및 나트륨에 의한 과산화수소 분해로 인해 정확한 경향성을 파악할 수 없었다. 그러나 이러한 불순물의 첨가로 인해 촉매의 성능이 대부분 저하되었음을 알 수 있다.

따라서 pH 변화에 의한 보다 정확한 영향을 알아보기 위해서 유기용매를 통해 pH를 변화시켜 성능 평가를 실시해야 할 것이다.

후 기

이 논문은 2008년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국과학재단의 지원을 받아 수행된 연구임(No. R0A-2007-000-20065-0)

참 고 문 헌

1. C. Scharlemann, et al. "Development and Test of a Miniature Hydrogen Peroxide Monopropellant Thruster," AIAA 2006-4550, 42nd AIAA/ASMA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 9-12 July, 2006
2. 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," AIAA 2006-5240, 42nd AIAA/ASMA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 9-12 July, 2006
3. Jeongsub Lee, Sungyong An and Sejin Kwon, "Development of a Liquid Propellant Rocket utilizing Hydrogen Peroxide as a Monopropellant," AIAA 2008-5110, 44th AIAA/ASMA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 21-23 July, 2008
4. Sungyong An, Sejin Kwon "Catalyst Bed Sizing of 50 Newton Hydrogen Peroxide Monopropellant Thruster," AIAA 2008-5109 44th AIAA/ASMA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 21-23 July, 2008