

10뉴턴급 추진력의 액체로켓 개발 및 발사시험

이정섭* · 최원준** · 김민기** · 문기현** · 송승환** · 권세진***

Development and Launching Test of 10N Class Liquid Propellant Rocket

Jungsub Lee* · Won June Choi** · Min Ki Kim** · Ki Hyun Moon**
· Seong Hwan Song** · Sejin Kwon***

ABSTRACT

In this paper, a 10N class liquid propellant rocket utilizing a dissolving reaction of hydrogen peroxide is constructed and tested. Through a series of designs, seven orifices with a diameter of 200 μm and a nozzle with a neck of 2.5mm in diameter and area ratio of 2.56 were made. The platinum coated on Isolite was used for catalyst. 90wt% peroxide pressed at 20 bar by nitrogen gas was used for performance evaluation. The length of the catalyst bed and the load of platinum was taken as the parameters for this experiment. For the catalyst support length of 4cm loaded on 5wt% platinum, satisfactory c^* efficiency and stable thrust was observed. The light weight body of the rocket was composed of aluminum. Rocket rose about 10m with relatively constant velocity in launching test.

초 록

본 연구에서는 과산화수소 분해 반응을 이용하여 세계 최초로 10뉴턴 급의 추진력을 갖는 액체 추진 소형 모델 로켓을 제작하고 발사 시험을 하였다. 일련의 설계를 통해 인젝터에 지름 200 μm 의 오리피스를 7개 만들었고, 목의 지름이 2.5mm 이고 면적비가 2.56인 노즐을 제작하였다. 촉매로 백금을 코팅한 아이솔라이트(Isolite)를 사용하였다. 90wt% 과산화수소를 질소 가스를 통해 20bar로 가압하여 촉매 베드의 길이와 베드에 올린 백금의 적재량을 변수로 하여 추력 실험을 행하였다. 그 결과, 5wt%의 백금을 4cm의 베드에 올렸을 때 가장 높은 c^* 효율과 추력 안전성을 보여주었다. 경량화를 위해 로켓의 몸체는 알루미늄으로 만들었으며, 제작한 로켓에서는 솔레노이드 밸브를 통해 유량을 조절하였다. 발사 시험을 행한 결과 비교적 일정한 속도로 10m 가량을 올라갔다.

Key Words: Model Rocket(모형 로켓), Hydrogen Peroxide(과산화수소), Monopropellant(단일추진), Platinum(백금), Isolite(아이솔라이트)

* 한국과학기술원 항공우주공학과

** 한국과학영재학교

*** 한국과학기술원 항공우주공학과

연락저자, E-mail: trumpet@kaist.ac.kr

액체 추진 시스템은 고체 추진 시스템에 비해 구조가 복잡하고 기술적으로도 많은 어려움이 따른다. 하지만 별도의 산화제를 필요로 하지 않는 단일 추진 시스템을 사용할 경우, 촉매 반응을 통한 반응 생성물 가스를 통해 추력을 얻기 때문에 액체 추진 시스템을 간단하고 반응이 단순하며 작동 응답성이 높게 만들 수 있다.[1] 이러한 점은 대중화의 어려움이라는 액체 추진 로켓의 한계를 극복할 수 있다고 판단하여 모델 로켓에 단일 추진 시스템을 사용하기로 하였다.

안전사고의 위험을 막기 위해 목표 추력을 10N으로 설정하였다. 이에 맞는 로켓의 몸체와 인젝터, 그리고 노즐을 설계하고, 촉매 베드의 길이와 백금 촉매의 농도에 따라 추진체의 추력 및 안정성을 실험을 통해 알아보았다. 그리고 이를 통해 촉매 베드 크기와 최적 백금 담지량을 찾아 설계에 따라 알루미늄으로 모형 로켓을 만들어 발사 시험을 시행하였다.

2. 연구방법

10N급 추력을 갖는 소형 모델 로켓을 제작하기 위해서 인젝터와 노즐을 일차원 등엔트로피 흐름을 통해 추진력을 얻는다고 가정하여 설계를 하였다.

추력기의 추력은 과산화수소 촉매 반응물의 질량유량과 상관관계를 가지므로, 최대의 효율로 10N 추력을 얻기 위해 촉매 반응의 추력능력 평가실험을 통하여 촉매베드의 길이와 과산화수소의 농도를 결정하였다.

추진제로 90wt%의 과산화수소를 사용하였고 백금을 촉매로 사용하였다. 3wt%, 4wt%, 5wt%, 6wt%의 백금 촉매와 3cm, 4cm, 5cm의 길이를 갖는 촉매 베드를 대상으로 실험 하였다. 모든 추력능력 평가 실험은 Cold Start 조건에서 500ms간 수행되었고, 추력능력 평가 실험의 척도로는 c^* 효율을 사용하였다. c^* 는 특성 속도 (Characteristic Velocity)로써 실험적으로 정의된 값이며 디자인이나 추진체가 다른 화학 로켓의 상대적인 성능비교를 위해 사용되는 값으로 다

음과 같이 정의된다.[1]

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

A_t 는 노즐 목의 단면적, P 는 반응기압력이고, \dot{m} 은 질량유량이다. c^* 효율은 (1)식을 통해서 실험적으로 얻은 c^* 값을 이상적인 경우에서 이론적으로 얻은 c^* 값으로 나눈 효율로써, 노즐의 형태와는 관계없이 연소의 효율의 상대적인 값이며 실험 조건에 따라 다양하게 변화한다.[1]

최종적으로 일련의 설계 작업과 추력능력 평가실험을 바탕으로 소형 로켓을 제작하였고 발사 시험을 통해서 그 성능을 확인하였다.

3. 연구 장비

3.1 소형 로켓 추력기 개략도

Figure 1은 촉매반응의 추력능력 평가실험에서 사용된 추력기의 개략도이다. 연료 탱크의 과산화수소가 고압의 질소기체에 의해 압력을 받아 촉매베드로 흘러가면 촉매베드에서 분해반응이 일어나 추진력을 얻는 시스템이다. 여기서 인젝터(injector)는 원하는 과산화수소의 질량유량을 조절시켜 주는 역할을 한다.

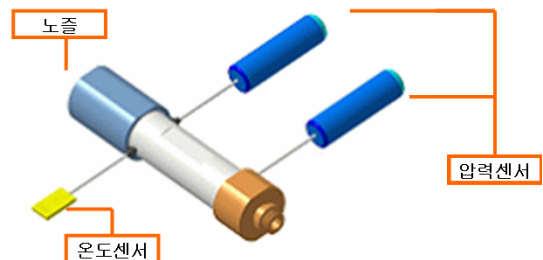


Fig. 1 A Rough Sketch of Model Rocket Propulsion System [6]

3.2 추진체와 촉매 및 촉매 베드

단일추진체 추력기는 추진체가 촉매 베드에 분사되면서 열분해 되어 발생한 고온의 기체를 노즐로 가속하여 배출함을 통해 추력을 얻는다.

추진제로는 무독성이고 안전하며 저장이 손쉬운 과산화수소를 선택하였고, 고정이 잘되고 예열이 되지 않은 콜드 스타트 상태에서도 좋은 과산화수소 분해 능력을 지닌 백금을 촉매로 사용하였다. 베드로는 단위 부피 대 면적비가 가장 크고 고온에서도 변형이 되지 않는 다공성 세라믹 물질인 아이솔라이트(Isolite)를 사용하였다.[5]

4. 연구 결과

4.1 인젝터와 노즐 설계

90wt% 과산화수소가 이상적으로 완전히 분해되었을 때의 비추력은 130sec이다.[1] 이로부터 질량유량 \dot{m} 을 Eq. 2로부터 계산할 수 있다.

$$\dot{m} = \frac{F}{I_{sp} g_0} \quad (2)$$

만들고자 하는 로켓의 추력은 10N이고 비추력 I_{sp} 와 중력가속도 g_0 는 상수이므로 인젝터(Injector)가 흘러보내야 하는 질량 유량 $\dot{m} \approx 8g/s$ 임을 알 수 있다. 인젝터의 질량 유량은 추진제에 따라 실험적으로 Eq. 3과 같다.[1]

$$\dot{m} = C_d A \sqrt{2\rho\Delta p} \quad (3)$$

Eq. 5를 통해 인젝터의 질량유량에 대한 인젝터의 오리피스(Orifice) 면적 A의 값을 어느 정도로 해야 할 것인지 유추해 볼 수 있다.

Equation 3에서 인젝터(Injector) 전후의 압력강하 ΔP 와 C_d (Dimensionless discharge coefficient)를 변화시키면 알맞은 오리피스 면적을 찾을 수 있다. C_d 는 0~1, ΔP 는 1~3 bar로 변화시켰다.

Figure 2는 C_d 와 Δp 에 따른 인젝터 구멍의 면적 A의 값을 그래프로 그린 것이다. 여기에서 C_d 의 값이 커질수록 A값의 차이가 적어지므로 공학적인 관점에서 최적의 A의 값을 유추해보면 200 μm 지름인 7개의 오리피스(Orifice)가 요구되었다. 따라서 인젝터에 지름 200 μm 의 Orifice를 만들어서 촉매 반응의 추력 평가실험을 행하

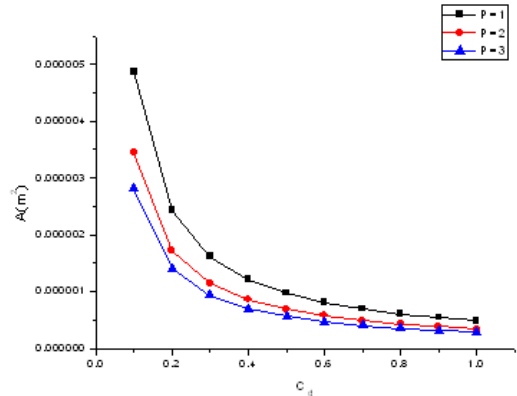


Fig. 2 Injector Orifice Graph

였다. 실제 로켓에는 설계된 인젝터와 동등한 성능을 지닌 솔레노이드 밸브를 사용하였다.

노즐의 설계에서 주요하게 결정해야 할 사항은 노즐의 출구 면적 A_e 와 노즐 목의 면적 A_t 사이의 비율이다. 계산의 편의를 위해서 일차원 등엔트로피 흐름이라 가정하고 노즐 목과 출구에서 마하수가 1과 3이 나오게끔 각각의 A_t 와 A_e 의 값을 계산한 결과 A_t 의 지름은 2mm, A_e 의 지름은 3.5mm가 모형 로켓에 적합하다고 판단되었다.

4.2 백금 촉매의 과산화수소 분해 능력 실험

추력 실험 중에는 질량 유량을 센서를 통해 직접적으로 측정할 수 없으므로, 인젝터 뒤의 압력과 추력기에 걸린 압력으로부터 질량 유량을 간접적으로 측정하였다. Eq. 3으로부터 압력 센서로부터 얻어진 인젝터 후의 압력과 추력기에 걸린 압력으로부터 Δp 를 구하여 질량 유량 \dot{m} 을 얻을 수 있었다. 베드의 길이와 촉매의 담지량에 따라 계산된 질량 유량의 값은 아래와 같다. (Table 1에 쓰인 수치들을 추진 기관의 질량 유량을 의미하며 단위는 g/s이다)

Table 1을 보면 대부분의 실험에서 인젝터에서의 질량 유량이 예상했던 수치인 8g/s 보다 크다는 것을 알 수 있다. 이러한 과도한 질량 유량은 추력에 그대로 반영이 되었는데, 모든 조합에 대해 추진 기관은 10N이 넘는 추력을 보여 주었다.

Table 1. Mass Flow of Propulsion System

백금 농도 \ 베드 길이	3cm	4cm	5cm
3wt%	8.13	10.1	10.6
4wt%	8.48	9.92	8.36
5wt%	15.2	8.74	10.1
6wt%	9.64	8.49	9.30

촉매의 실질적인 분해 능력을 알아보기 위하여 백금의 농도와 촉매 베드의 길이에 따른 추진제의 c^* 효율을 알아보았다.

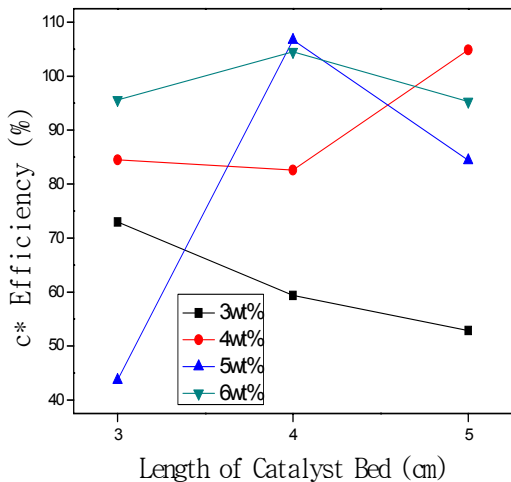


Fig. 3 Dependence of c^* Efficiency on Platinum Concentration and Length of Catalyst Bed

Figure 3을 보면 c^* 효율이 100%를 넘는 4개의 베드 길이와 촉매 적재량의 조합이 있음을 알 수 있다.

4개의 조합 모두 촉매로써의 역할에 충실하다고 생각할 수 있지만, 그 중에서 가장 효율이 좋은 것을 선택하기 위해 5wt%의 백금을 4cm의 베드에 올려 로켓에 사용하기로 하였다. 또한 나머지 3개의 경우 길이가 더 길거나 백금의 농도가 더 높아 비슷한 효율을 내기 위해 더 많은 양의 백금이 요구되므로, 경제적인 관점에서 5wt% - 4cm의 조합이 바람직하다고 판단하였다.

그러나 아무리 높은 효율을 나타낸다고 하더라도 추력이 안정적이지 못하면 로켓에 사용될 수가 없다. 실제 로켓의 경우 100ms 안에 안정적인 추력을 얻어내야 하며, 추진하는 내내 추력이 일정하게 유지되어야 한다.[1]

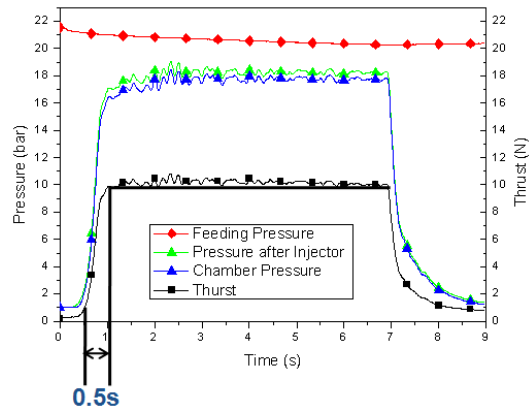


Fig. 4 Experimental Result (5wt%-4cm)

Figure 4를 보면 4cm의 베드에 담지 된 백금 5wt%는 500ms 안에 안정적인 추력을 보여 주었고, 그 이후에도 매우 10N 가량의 추력이 큰 변화의 폭이 없이 유지 된 것을 볼 수 있다. 본 연구에서 제작할 로켓이 소형화된 로켓이어서 에너지 밀도가 낮고, 진공인 우주와는 달리 외부 압이 존재한다는 점을 고려하면 500ms 안에 안정 추력을 확보한 것은 로켓에 사용하기에 충분하다고 생각되며, 반응하는 동안 추력을 매우 안정하게 유지할 수 있었기에 최종적으로 5wt%의 백금을 올린 4cm의 베드를 로켓에 사용하기로 결정하였다.

4.4 소형 로켓의 발사 시험

완성된 로켓으로 공터에서 발사 시험을 행하였다. 3층 높이의 건물에 철로 된 지지대를 설치하고, 거기에 낚시 줄을 이용하여 로켓의 방향을 잡아주는 가이드라인으로 사용하였다. 로켓의 인젝터의 유량을 조절하는데 슬레노이드 밸브를 사용하여 전력을 일정 높이 이상에서도 공급하기 위하여 낚시 대에 전선을 연결하여 비행중인



Fig. 5 Launching Test of Rocket

로켓에 전력을 공급하였다. 로켓 발사 시험 결과 10m 가량의 높이를 비교적 일정한 속도로 상승하는 것을 볼 수 있었다.

5. 결 론

로켓을 제작하기 위해 일련의 과정에 따라 인젝터에 지름 $200\mu\text{m}$ 의 오리피스를 7개 만들었고, 반응 생성물 가스의 가속을 위하여 목의 지름이 2.5mm 이고 면적비가 2.56인 노즐을 제작하였다. 과산화수소의 분해 반응을 촉진하기 위한 촉매로는 백금을 사용하였으며, 다공성의 아이솔라이트를 베드로 사용하여 질량 대 면적 비를 최대화하였다. 촉매 적재량과 베드의 길이를 결정하기 위해 각 조합에 따른 추력 기관의 추력 능력 실험을 이행하였고, 그 결과 가장 높은 c^* 효율을 보여준 5wt% 백금을 4cm의 베드에 올려 사용하기로 결정했다. 이러한 촉매 적재량

- 베드 길이 조합은 콜드 스타트 이후 500ms 만에 매우 안정적인 추력을 보여주었을 뿐만 아니라 반응이 완결되기까지 매우 균일한 추력을 보여 주어 로켓의 촉매로 적합함을 확인했다. 경량화를 위해 알루미늄을 이용하여 몸체를 만들었고, 발사 시험을 이행한 결과 10m 가량의 높이를 비교적 일정한 속도로 상승하는 것을 관찰할 수 있었다.

참 고 문 헌

1. George P. Sutton, Oscar Biblarz, "Rocket Propulsion Elements 7th Edition," John Wiley & Sons, 2001.
2. 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.
3. John C. Whitehead, "Hydrogen Peroxide Propulsion for Smaller Satellites," SSC98-VIII-1, 12th AIAA/USU Conference on Small Satellites, 1998.
4. 전학제, 촉매개론, 도서출판 한림원, 1995.
5. 이정섭, 안선용, 권세진. "과산화수소 분해반응을 이용한 초소형 추력기 성능평가," 제28회 한국추진공학회 춘계학술대회논문집, pp. 102-105, 2007.
6. 이정섭, 안선용, 김민기, 문기현, 송승환, 최원준, 박선금, 권세진. "10N급 단일 추진제 추력기 설계 및 성능평가," 2007년 한국항공우주학회 추계학술대회논문집, pp. 1349-1352, 2007.