

# 이온성 액체 추진제 추력기 설계 및 성능 평가

강신재\* · 이정섭\* · 권세진\*†

## Design and Performance Evaluation of Ionic Liquid Propellant Thruster

Shinjae Kang\* · Jeongsub Lee\* · Sejin Kwon\*†

### ABSTRACT

Hydrazine which has been used as monopropellant shows high performance, but because of its high toxicity research for new green propellant that could replace hydrazine is going on. Ionic liquid propellant that is one of the green propellant has lower toxicity, higher specific impulse, and higher density than hydrazine. To design the thruster which use Hydroxylamine Nitrate (HAN) ,one of ionic liquid propellant, as a propellant, a quantity of catalyst for full decomposition of a propellant is needed. In this study, reference point for HAN thruster design could be suggested through a design of a small scale thruster which used HAN propellant, and propellant decomposition capability evaluation with characteristic velocity efficiency.

### 초 록

단일 추진제로써 널리 사용되는 하이드라진은 높은 성능을 가지나 그 맹독성으로 인해 하이드라진을 대체할 새로운 친환경 추진제가 연구되고 있다. 친환경 추진제의 후보군들 중 이온성 액체 추진제는 하이드라진에 비해 낮은 독성과 더불어 높은 비추력, 밀도를 가진다. 이온성 액체 추진제중 하나인 Hydroxylamine Nitrate (HAN)을 사용한 추력기를 설계하기 위해서는 주어진 추진제 유량을 충분히 분해시킬 수 있는 촉매 베드 크기를 구할 필요가 있다. 본 연구에서는 HAN 추진제를 사용한 소형 추력기를 설계하고 추력기의 추진제 분해성능을 특성속도 효율 등으로 평가함으로써 HAN 추력기 설계에 있어 기준점을 제시하고자 한다.

Key Words: Green Propellant(친환경 추진제), Ionic Liquid Propellant(이온성 액체 추진제), Hydroxylamine Nitrate(Hydroxylamine Nitrate), Catalyst Capacity(촉매 수용능력), Small Scale Thruster(소형 추력기)

### 1. 서 론

\* 한국과학기술원 항공우주공학전공

† 교신저자, E-mail: trumpet@kaist.ac.kr

위성체 궤도 유지를 위한 단일추진제로써 사

용되는 하이드라진은 높은 비추력을 가지나 인체와 환경에 매우 유해한 물질로 이를 대체할 추진제를 찾기 위한 노력이 지속되어 왔다[1]. 하이드라진을 대체하기 위해 연구되고 있는 친환경 추진제 중 하나인 이온성 액체 추진제 Hydroxylamine nitrate (HAN)는 메탄올, 글리신 등의 연료와 혼합하여 하이드라진에 비해 높은 비추력, 높은 밀도와 더불어 낮은 독성을 가진다 [2]. HAN 추진제의 열적 안정성, 물질 적합성, 촉매 선정에 대한 많은 연구가 진행되어 왔고, 미국과 일본 등의 선진국에서는 HAN 추진제를 EM 추력기에 적용한 사례들이 있다[3, 4].

HAN을 이용한 추력기는 HAN 추진제의 분해 반응을 통하여 고온, 고압의 가스를 생성, 추력을 얻는다. 따라서 추력기의 성능 확보를 위해 추진제를 충분히 분해할 수 있는 적절한 크기의 촉매 베드를 설계하는 것은 매우 중요하다. 본 연구에서는 HAN 추력기를 설계하고 발사 시험을 통해 얻은 특성속도 효율과 온도 효율로 추력기의 추진제 분해 성능을 평가함으로써 HAN 추력기 설계를 위한 기준점을 제안한다.

## 2. HAN 추력기 설계

HAN 80 wt.%, 물 20 wt.%를 추진제로 하는 1 N급 추력기를 설계한다. 반응기 압력을 10 bar로 설정하였고, 작동환경은 해수면 압력인 1 bar로 상정하였다. NASA Chemical Equilibrium Analysis (CEA)로 계산한 HAN 80 wt.% 추진제의 비추력은 92초이므로 질량유량은 1.11 g/s으로 결정하였다. 결정된 추진제 질량유량을 공급하기 위해 오리피스 타입 인젝터를 선정하였고, 1.5 bar 압력강하를 상정하였을 시 오리피스 직경은 290  $\mu\text{m}$ 이다.

촉매 반응기는 설계된 추진제 유량을 모두 분해시킬 수 있을 만큼 커야 하나 반응기의 길이가 너무 길면 촉매 반응기에서 압력강하가 일어나고, 지름이 너무 크면 추진제가 촉매 베드에 균일하게 분사되기 힘들다. 이를 고려하여 지름은 10 mm, 길이를 18 mm로 설정, 이 때 촉매 반응기의 특성길이는 2.13 m이다. 특성길이는 이

원 추진제 시스템에서 0.8 ~ 3 m 값을 가지고 단일 추진제 시스템에서는 이보다 더 큰 값을 가질 수 있는 것을 볼 때 합당한 설계라고 할 수 있다.

본 추력기는 해수면 환경에서 수행되므로 대기압에서 최적팽창 노즐을 설계하였다. CEA 코드로 노즐 면적비와 노즐 목 직경을 구한 결과 각각 2.046, 0.994 mm로 나타났다. 노즐은 널리 사용되는 확산각 15도 원추형으로 설계하였다. 설계된 추력기 단면도와 설계 변수는 Fig. 1와 Table 1에 표시하였다.

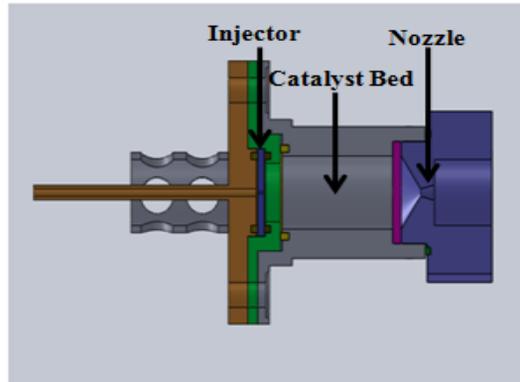


Fig. 1 Sectional view of 1 N thruster

Table 1. Design parameter of 1 N thruster

Design parameter	Value
Mass flow rate	1.11 g/s
Chamber pressure	10 bar
Injector	290 $\mu\text{m}$ orifice
Catalyst bed	10 (d), 18 (l) mm
Characteristic length	2.13 m
Nozzle	15° cone
Nozzle throat diameter	0.994 mm

사용한 촉매는 HAN 촉매 분해 성능이 검증된 백금을 활성물질로 하고 Barium hexaaluminate를 지지체로 한 Pt/BHA 18.7 wt.%를 사용하였다[5]. 촉매 크기는 16-20 mesh size이다.

### 3. 추력기 실험 결과

HAN 80 wt.% 추진제를 10초간 연속으로 분사하면서 정상상태의 압력, 온도를 측정하였다. 추진제는 공급 라인 내부에서의 열분해를 막기 위해 상온으로 공급되었고, 촉매 베드는 Metal sheltered electric heater를 이용하여 300 °C로 예열하여 시험하였다. Fig. 2는 추력기의 압력, 추진제 유량을 나타낸 것이다.

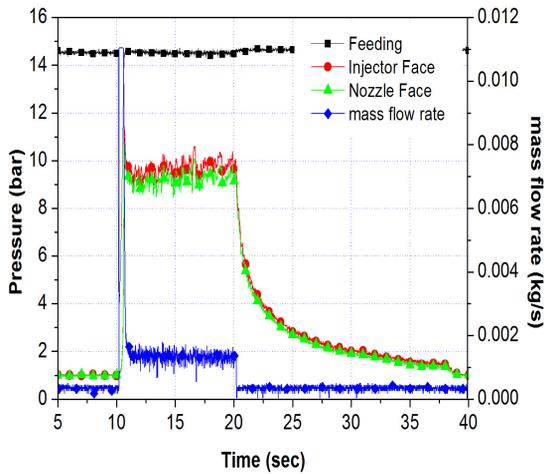


Fig. 2 Variations of pressure and mass flow rate of 1 N thruster

추진제 유량은 오리피스 플레이트의 차압을 측정하여 구하였고, 촉매 반응기 압력은 반응기 벽에 1/8 inch 크기의 구멍을 뚫어 측정 하였다. 실제 추진제 유량은 설계유량인 1.11 g/s보다 증가한 1.34 g/s로 증가하였다. 하지만 촉매 반응기 압력은 9.22 bar로 형성되었다.

추력기의 촉매 분해성능을 평가하기 위해 화학로켓 추진시스템의 상대적인 성능 비교를 할 수 있는 특성속도와 특성속도 효율을 도입하였다. 특성속도는 아래 식 Eq. 1와 같이 표현된다.

$$C^* = \frac{P_{cham} A_t}{\dot{m}} \quad \text{Eq. 1}$$

Eq. 1에 따라 계산된 1 N HAN 추력기의 특성속도는 아래 Fig. 3에 나타내었다.

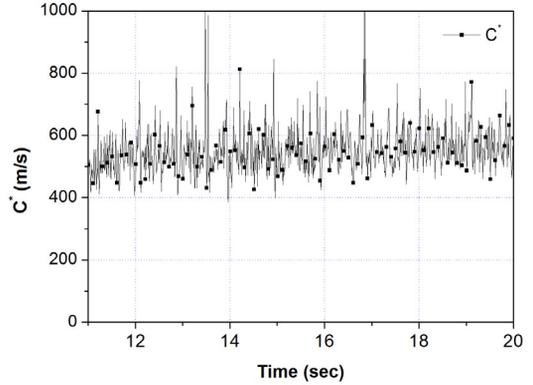


Fig. 3 Characteristic velocity of 1 N thruster

실험 결과 특성속도에 섭동이 관측되었는데, 이는 Fig. 2에서 볼 수 있듯이 추진제 질량 유량의 섭동과, 반응기 압력의 섭동으로 인한 것이다. 특성속도 효율을 구하기 위한 이론 특성속도는 CEA 코드를 통하여 구하였다. 특성속도 효율은 아래 식 Eq. 2와 같이 표현된다.

$$\eta^* = \frac{C_{exp}^*}{C_{theo}^*} \quad \text{Eq. 2}$$

HAN 80 wt.% 추진제의 이론 특성속도가 713 m/s 일 때 본 추력기의 특성속도 효율은 77.14%이다. 이는 1.34 g/s 추진제가 촉매 반응기로 공급될 때 추진제를 완전히 분해시키지 못했음을 의미한다.

Figure 2에서 확인할 수 있듯이 추진제 공급 밸브가 닫힌 후에도 tail off 현상이 일어나 18초간 압력 강하가 존재하였다. 추력기의 응답성능이 중요한 단일 추력기에 있어서 지양해야할 현상이다. 이는 1 N 급 소형 추력기의 경우 추진제 공급 밸브가 닫힌 후에도 인젝터 오리피스의 직경이 290 μm에 불과하므로 추진제 공급 밸브와 인젝터 사이 공간에 있던 추진제가 계속 추력기 내부로 공급되었고, 그와 동시에 낮은 촉매

활성도로 인해 촉매 반응기 안에 분해되지 않고 남아있던 추진제가 분해되며 일어난 현상으로 판단된다.

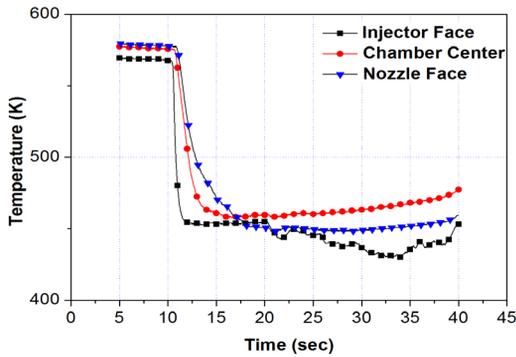


Fig. 4 Variations of temperature inside of 1 N thruster

Figure 4는 측정된 온도를 나타낸 것이다. Eq. 3는 온도 효율을 나타낸다.

$$\eta_t = \frac{T_{exp}}{T_{theo}} \quad \text{Eq. 3}$$

HAN 80 wt.%의 단일분해 온도는 626.35 K일 때 온도 효율은 73.3%이다. 1 N 소형 추력기의 경우 스케일 효과에 의해 추진제의 분해로 발생되는 열보다 외부로 손실되는 열이 많을 수는 있으나 10초 동안 추진제를 분사했음에도 불구하고 반응기 내부 온도가 낮은 것은 촉매의 낮은 활성도를 의미한다.

특성속도 효율과 반응기 온도를 고려하였을 때 추진제를 완벽히 분해하기 위해서는 더 많은 촉매가 필요하거나 촉매의 반응성을 높일 필요가 있음을 알 수 있다. 따라서 향후 추력기 실험 설계에서는 촉매 베드의 크기 자체를 증대시켜 더 많은 촉매를 사용하는 방법과, 가압 압력 증가, 예열 온도 증가, 촉매 mesh size 감소를 통한 촉매의 활성도 증가를 꾀하는 방법이 필요함을 알 수 있다.

## 4. 결 론

이 연구를 통하여 HAN 80 wt.%를 추진제로 한 1 N 급 추력기를 설계하였고, 발사시험을 수행하였다. 추력기의 특성속도 효율과 온도 효율은 각각 77.14%, 73.3%였다. 따라서 향후 추력기 시험을 위해서는 촉매 베드 그 자체의 부피를 증가시키거나, 촉매 베드 예열 온도 증가, 촉매 mesh size 감소 등을 통한 촉매의 활성도를 증가시킬 필요가 있다.

## 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. E. W. Schmidt, E. J. Wucherer "Hydrazine (s) vs. Nontoxic Propellant - Where do we stand now?" European Space Agency, 2004
2. K. Anflo, T. A. Gronland, G. Bergman., M. Johansson, R. Nedar "Towards Green Propulsion for Spacecraft with ADN-based Monopropellant" AIAA-2002-3847
3. Olwen M. M., Dennis S. M., "Monopropellant selection criteria - Hydrazine and other options", AIAA-1199-2595, 35<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1999
4. Kenji, H., Jun I., Hiroyuki T., Katsumi F., et al, "Development of HAN-based liquid propellant thruster", Proc. 2<sup>nd</sup> Int. Conference on Green Propellants for Space Propulsion, CDROMp.25.1, 2004
5. Kang, S., Lee, J., Kwon S., "Thermal Characteristic Study of Catalyst for Ionic Liquid Monopropellant Thruster in High Temperature ", Proc. KSPE Spring Conference, pp. 85~88, 2011