

## 技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(4), 299-304(2013)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.4.299>

## HAN/메탄올 추진제를 사용하는 1 N급 추력기 성능 평가

이정섭\*, 허정무\*, 조성준\*\*, 김수현\*\*, 박성준\*\*, 김수겸\*\*\*, 권세진\*

## Performance Evaluation of 1 N Class HAN/Methanol Propellant Thruster

Jeongsub Lee\*, Jeongmoo Huh\*, Sungjune Cho\*\*, Suhyun Kim\*\*, Sungjun Park\*\*, Sukyum Kim\*\*\*  
and Sejin Kwon\*Korea Advanced Institute of Science and Technology, Division of Aerospace Engineering\*,  
Chonnam National University, Department of Advanced Chemicals & Engineering\*\*,  
Korea Aerospace Research Institute\*\*\*

## ABSTRACT

The HAN which is an ionic liquid is a non-toxic monopropellant with high storability, and its specific impulse can be increased by blending methanol, thereby it can substitute the hydrazine. The HAN was synthesized by acid-base reaction of hydroxylamine and nitric acid, and the blending ratio of HAN and methanol is 8.2:1. The iridium catalyst was used to decompose the HAN, and 1 N class thruster with shower head type injector having one orifice was used to evaluate the HAN/Methanol propellant. The thermal stability of distributor was increased by using ceramic material to endure the high temperature of product gas. The preheating temperature of catalyst should be 400°C at least for the complete decomposition. The feeding pressure should be increased to increase the C\* efficiency, thereby the decomposition performance was decreased upstream catalyst, and the performance of thruster was decreased. The fine metal mesh was inserted after the injector to improve the atomization of propellant, thereby it can settle the performance decrease problem. The phenomenon of performance decrease was remarkably improved owing to the insertion of fine metal mesh.

## 초 록

이온성 액체 추진제인 HAN은 무독성의 높은 저장성을 갖는 단일 추진제로서 메탄올을 혼합하여 비추력을 향상시켜 하이드라진을 대체할 수 있을 있다. HAN은 하이드록실아민과 질산의 산-염기 반응을 통해 합성하며, 메탄올과 8.2:1의 비율로 혼합한다. HAN의 분해를 위해서 이리듐 촉매를 사용하며, 하나의 오리피스를 갖는 1 N급 추력기를 사용하여 HAN/메탄올 추진제의 성능 평가를 수행하였다. 메탄올 연소로 인해 반응 생성물의 온도가 높기 때문에 디스트리뷰터의 열적 안정성을 향상시키기 위해 세라믹 재료를 적용하였다. 완전한 분해를 위해서는 최소 400°C의 예열 온도를 필요로 하였다. 높은 C\* 효율을 얻기 위해서는 가압 압력이 높아져야 했으며, 이로 인해 촉매 상단의 분해 성능이 저하되면서 전체 추력기 성능 저하가 유발되었다. 이를 해결하기 위해 미세한 금속 메쉬를 인젝터

† Received: October 30, 2012 Accepted: March 19, 2013

\* Corresponding author, E-mail : trumpet@kaist.ac.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

후단에 삽입하여 추진제의 분무 특성을 향상시켰으며, 실험 결과 촉매의 성능 저하 현상이 개선되었음을 확인하였다.

**Key Words** : Ionic Liquid(이온성 액체), Hydroxylammonium Nitrate(하이드록실암모늄 나이트레이트), Blending Method(블렌딩 기법), Ceramic Distributor(세라믹 디스트리뷰터)

## I. 서 론

인공위성 및 발사체의 자세 제어를 위한 다양한 방법 중 추력기는 직접적으로 추력을 발생시킬 수 있으며, 공력이 발생하지 않는 우주에서도 사용할 수 있는 장점이 있다. 현재 상용화 되어 있는 추력기는 대부분 하이드라진( $N_2H_4$ )을 추진제로 사용하고 있다. 하이드라진은 다른 단일 추진제에 비해 비추력이 높고 단일분해온도가 낮기 때문에 단일 추진제 추력기에 적용하기에 매우 적합하다. 하지만 독성이 매우 강하기 때문에 사용자의 안전을 위해 완벽한 보호 장비를 갖추어야 한다는 단점이 있다. 또한 공기 중의 이산화탄소와 반응하기 때문에 보관 및 수송에 있어서도 특수 용기와 각별한 주의가 필요하다<sup>(1)</sup>. 따라서 하이드라진보다 독성이 낮은 무독성 단일 추진제에 대한 연구가 활발히 진행되어 왔다. 과산화수소( $H_2O_2$ )는 하이드라진 이전에 사용된 단일 추진제로서, 다시 조명을 받으며 KAIST<sup>(2)</sup>, 이탈리아<sup>(3)</sup>, General Kinetics<sup>(4)</sup>에서 활발히 연구되었으나 비추력이 낮은 한계를 갖고 있다. 따라서 무독성이면서 높은 비추력을 갖는 추진제를 찾기 위한 연구가 지속되었고 이온성 액체 추진제에 연료를 혼합하는 블렌딩 기법을 적용하여 비추력을 향상시켜 하이드라진과 비슷한 수준을 발휘할 수 있기 때문에 추력기 연구 선두 그룹에서 이미 활발하게 연구가 진행 중에 있다. 과거 Primex사에서 NASA Lewis Research Center와 함께 HAN(Hydroxylammonium nitrate) 추력기를 개발하여 하이드라진 대비 25% 향상된 195 s의 비추력을 얻었으며, 현재 Aerojet사는 0.4 ~ 650 N의 다양한 HAN 추력기를 보유하고 있다<sup>(5)</sup>. 스웨덴의 SSC에서는 ADN(Ammonium Dinitramide) 추진제를 사용하는 추력기를 개발하여 PRISMA 위성에 탑재하여 비행 시험을 마쳤다<sup>(6)</sup>.

이온성 액체는 추진제로 분류되기 때문에 수입이 어려우며 과거에 판매하던 시그마 알드리치와 같은 대표적인 시약회사도 현재 생산을 종료한 상태이다. 그러나 이온성 액체 중 HAN은 합

성 과정이 어렵지 않기 때문에 손쉽게 제조가 가능하여 독자적인 연구를 수행하는데 있어서 유리하다. HAN은 독성이 낮고 밀도가 높으며 이온성 액체이기 때문에 저장성이 매우 우수하다. 따라서 HAN 추진제를 합성하여 1 N급 추력기에 적용하여 HAN/메탄올 추진제 추력기에 대한 성능 평가를 실시하였다.

## II. 본 론

### 2.1 HAN 추진제 및 분해 촉매

HAN은 하이드록실아민( $NH_2OH$ )과 질산의 산-염기 반응을 통해 비교적 손쉽게 합성할 수 있다. 산-염기 반응이기 때문에 합성 과정에서 많은 열이 발생하므로 냉각이 필요하며 중성에서 반응이 완료된다. 합성한 HAN의 농도는 55 wt.%이며 특성을 Table 1에 나타내었다. HAN의 분해를 위해서 18-20 mesh 크기의 이리듐 촉매를 사용하였으며 특성을 Table 2에 요약하였다.

HAN과 메탄올의 혼합비는 비추력과 단일 분해 온도에 연관되어 있으므로 요구조건과 재료 한계에 대한 고려를 통해서 정해야 한다. EM 추력기 재료로 사용하는 일반적인 금속은 SUS 316L이며, 재료의 사용 가능 온도, 열손실 등을 고려해 55 wt.% HAN과 메탄올을 8.2:1로 혼합하기로 정하였다. 이 때 이론 진공 비추력은 208 s이며 단일 분해 온도는 1071°C이다.

### 2.2 추력기 및 실험 시스템

#### 2.2.1 추력기 설계

HAN/메탄올 추진제의 성능 평가를 위해서 1 N급 추력기를 설계하였다. 추력기의 전체 크기가 작고 추진제의 유량이 적기 때문에 인젝터는

Table 1. Characteristics of synthesized HAN propellant

Concentration	Density	pH
55 wt.%	1.37 g/cc	6.0

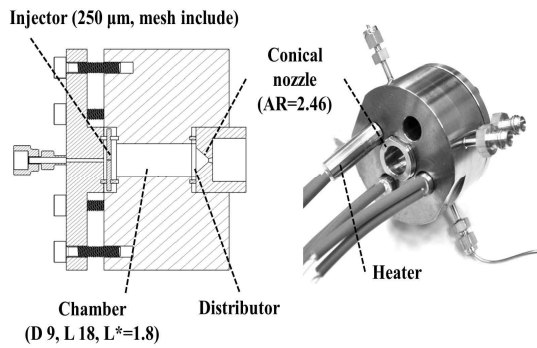


Fig. 1. Drawing of 1 N class HAN/Methanol thruster and fabricated thruster

샤워헤드 타입을 사용하였으며 오리피스의 개수는 250 μm 한 개로 정하였다. 추진제의 완전 분해를 위해서 필요한 적정 촉매의 부피를 모르는 상황에서 반응기 설계는 기존 추력기 정보들을 바탕으로 이루어졌으며, 직경 9 mm에 길이 18 mm로 설계하였다. HAN 추진제의 분해를 위해서는 촉매의 예열이 필요하기 때문에 반응기 외부에 heater를 삽입하여 예열을 할 수 있도록 하였다. Fig. 1은 추력기 도면과 제작된 추력기의 모습을 보여주고 있다.

2.2.2 세라믹 디스트리뷰터

추력기의 부품 중 디스트리뷰터는 촉매의 이탈을 방지하는 역할을 하며, 반응기 후단에 설치된다. 일반적으로 디스트리뷰터의 설계는 촉매의 크기에 따라 달라지며, 촉매의 크기가 작을 경우 금속 메쉬를 사용하며 안정성을 높이기 위해서 금속 구조물로 보강한다. 디스트리뷰터는 고온, 고압의 분해 생성물 가스에 직접적으로 노출되기 때문에 물리적, 열적 안정성이 크게 요구되는 부분이다. HAN 추진제의 경우 메탄올의 연소로 인해 비추력의 상승과 더불어 분해 생성물의 온도도 높아지기 때문에, 즉 발생하는 열이 많기 때문에 디스트리뷰터의 내열성이 크게 요구된다.

Table 2. Characteristics of catalyst for HAN decomposition

Characteristics	Value
Langmuir surface area, m <sup>2</sup> /g	120
Pore volume, cm <sup>3</sup> /g	0.12
Pore size, mm	5.25
H <sub>2</sub> chemisorption, μmol/g	337

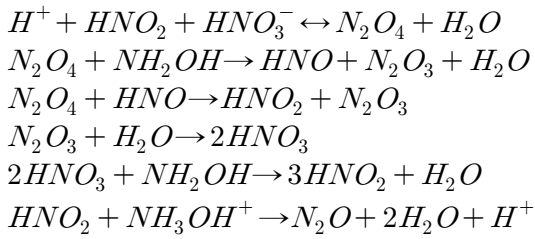
추력기의 개발을 위해서 성능 평가용으로 사용되는 EM급 추력기에 일반적으로 사용되는 재료인 SUS 316L의 경우 사용가능 온도가 850 °C이므로, 대류를 통한 냉각과 자체 열용량을 키우는 방법을 통해 반응기와 노즐에는 사용할 수 있지만 디스트리뷰터와 같이 반응 생성물 가스가 모두 통과하는 구조물의 경우 열 손상에 의한 파손이 발생할 우려가 높다. 특히, 열에 의한 직접 손상보다 온도 상승에 따라 한계 스트레스가 급격히 감소하면서 물리적으로 파손될 우려가 높다. 디스트리뷰터에서의 압력강하는 성능을 저하시키기 때문에, 디스트리뷰터의 두께를 두껍게 하여 구조적 안정성을 높이는 방법은 바람직하지 않다.

디스트리뷰터의 내열 문제를 해결하는 첫 번째 방법으로 사용가능 온도가 높은 금속을 사용하는 방법이 있다. Inconel과 같은 고내열성 금속을 사용할 경우 사용가능온도를 약 1100 °C까지 올릴 수 있다. 하지만 EM급 추력기로 제작하기에는 제작 단가가 높고 가공 난이도가 높기 때문에 전체 추력기를 고내열성 금속으로 제작하기에는 무리가 있다. 또한 기존 센서와 시스템이 SUS 316L로 제작되기 때문에 호환성 문제와 이종 금속의 용접 문제 등 추력기 제작과 시스템 구성에 어려움이 많다. 디스트리뷰터만 고내열성 금속을 사용하게 될 경우 열팽창률에 따른 영향을 고려해야하며, 고내열성 금속 재질의 매쉬 수급이 어렵다. 따라서 고내열성 금속을 사용하는 방법보다 경제적이면서 적용이 용이한 방법으로 세라믹 디스트리뷰터를 선택하였다.

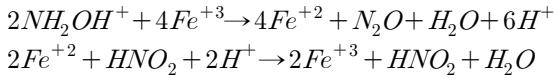
세라믹 재료는 조성과 세공에 따라 최대 1500 °C에 이르는 사용가능 온도를 지닌다. 세라믹 재료의 사용가능 온도가 높을수록 세공이 줄어들게 되며, 이는 압력강하 증가로 이어지게 된다. 세라믹 디스트리뷰터 제작에 사용된 세라믹 재료는 Isolite B5로서 KAIST 로켓연구실에서 과산화수소 분해 촉매 지지체로 사용하였던 재료이다<sup>(7)</sup>. Isolite B5는 세공이 커 압력강하가 낮고 사용가능 온도가 1300 °C에 달하기 때문에 디스트리뷰터로 사용하기에 적합하다.

2.2.3 실험 시스템

HAN/메탄올 추진제 추력기 실험을 위한 실험 시스템은 기본적으로 단일 추진제 추력기 실험 시스템과 크게 다르지 않다. 그러나 HAN은 다음과 같은 자가 촉매 반응을 통해 폭발할 우려가 있다<sup>(8)</sup>.



수소 이온과 아질산(HNO<sub>2</sub>)이 존재할 경우 자  
가 촉매 반응이 시작되는데 수소 이온과 아질산  
의 양이 많을수록 폭발 위험성이 증가한다. 따라  
서 HAN에 포함 된 질산의 양을 최소화하는 것  
이 매우 중요하며, 철 이온이 존재하지 못하도록  
해야 한다. 철 이온이 존재할 경우 아래 반응식  
을 통해서 아질산이 생성 될 수 있다.



따라서 추진제 탱크와 공급 라인에서 녹이 발  
생할 경우 철 이온이 증가하여 폭발 위험성이 증  
가할 가능성이 매우 높다. 그렇기 때문에 탱크와  
라인에 대한 패시베이션(passivation)이 중요하며,  
패시베이션 후 잔존 용액이 남지 않도록 완벽한  
세척과 건조가 필수이다. 특히 추진제 라인의 경  
우 모두 분리하여 각각 패시베이션, 세척 및 건  
조 후에 조립해야 패시베이션 용액을 완벽히 제

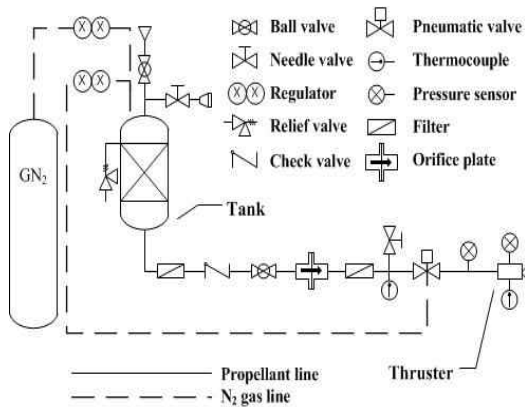


Fig. 2. Schematic of experimental system

Table 3. Sequence of HAN/Methanol propellant thruster experiment

과정	내용
Pre-purging	N <sub>2</sub> 가스로 5분간 퍼지
Pre-heating	N <sub>2</sub> 퍼지 상태로 예열
Experiment	실험 진행
Cooling	N <sub>2</sub> 퍼지를 통해 냉각
Cleaning	에탄올로 세척 후 N <sub>2</sub> 퍼지

거할 수 있다. 이러한 문제로 인해 Savannah  
River Site와 Hanford에서 폭발 사건이 발생한  
것으로 미국의 에너지부(U. S. Department of  
Energy)에 보고된 바 있다<sup>(8)</sup>. Fig. 2는 실험 시스  
템의 구성도를 보여주고 있다. 추력기 성능 평가  
실험은 Table 3에 나타난 순서로 진행된다.

### 2.3 예열 온도에 따른 추진제의 분해

현재까지 알려진 촉매로 HAN을 분해하기 위  
해서는 촉매의 예열이 필수적이다. HAN을 완전  
히 분해하기 위해서 요구되는 예열 온도가 낮을  
수록 추력기 작동에 소요되는 준비 시간과 가열  
에 소요되는 전기 에너지를 감소시킬 수 있는 장  
점이 있다. 필요 예열 온도는 촉매의 종류에 따  
라 다르기 때문에 실험적으로 예열 온도에 따른  
분해 성능을 파악할 필요가 있다. 촉매의 예열을  
위해서 50 W급 히터 4 개를 사용하였다. 예열  
온도에 따른 분해 정도를 파악하기 위해서 반응  
기에 4 개의 열전대를 삽입하여 온도 변화를 파  
악하였다. 분해가 일어나지 않을 경우 온도가 상  
승하지 않아 온도 효율이 낮을 것이며, 일정 예  
열 온도 이상에서는 모든 추진제가 분해되어 온  
도 효율이 유사할 것이다. 온도 효율을 아래 식  
을 통해 계산한다. 이 때 T<sub>exp</sub>는 측정온도, T<sub>ad</sub>는  
단열분해온도, T<sub>atm</sub>은 대기의 온도이다.

$$\eta_{temp} = \frac{T_{exp} - T_{atm}}{T_{ad} - T_{atm}}$$

반응기의 크기가 작기 때문에 열전대를 반응  
기 중심까지 삽입할 경우 전체 반응기 부피 중  
열전대가 차지하는 부피가 매우 커지게 되므로  
제대로 된 성능 평가가 불가능하다. 따라서 열전  
대는 반응기 벽면까지만 삽입하여 온도를 측정하  
였으며, Fig. 3에 실험 결과를 나타내었다. 가압

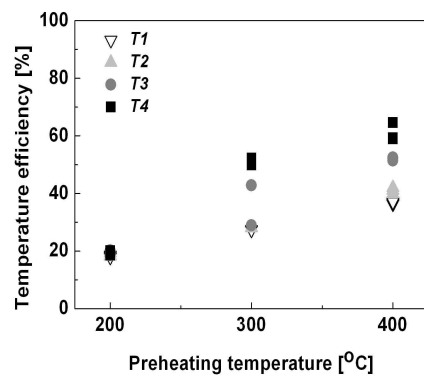


Fig. 3. Temperature efficiency with respect to preheating temperature

압력은 15 bar이며, 인젝터 후단부터 T1, T2, T3, T4로 위치하며 등간격으로 설치되었다. 먼저 예열 온도가 200℃인 경우 추진제가 제대로 분해되지 않아 모든 측정 지점에서 온도 효율이 같게 나타났다. 분해가 되지 않아도 효율이 20%에 달하는 것은 예열 온도 때문이다. 예열 온도를 300℃로 증가시킨 경우, HAN이 분해되기 시작하면서 온도가 증가하였다. 그러나 T1과 T2의 효율이 여전히 유사한 것으로 나타나, 전체 촉매에서 제대로 분해가 이루어졌다고 볼 수 없었다. 즉, HAN 추진제가 T2까지 지나는 동안 제대로 분해되지 않고 T3에 이르러서 분해가 시작되었다. 따라서 300℃에서는 촉매 하단에서 분해가 시작되기는 하였지만 전체 촉매에서 고르게 분해가 되지는 못하였다. 예열온도를 400℃로 상승시킨 경우 T2에서도 온도 상승이 나타남을 확인하였다. 즉, 전체 촉매에서 원활한 HAN 추진제의 분해를 위해서는 최소 400℃의 예열 온도가 필요하다.

### 2.4 HAN/메탄올 추력기의 특성속도 효율 향상

가압 압력이 15 bar이고 예열온도가 400℃인 경우 전반적으로 70%의 C\* 효율을 나타내고 있어, 효율을 증가시키기 위해서 가압 압력을 증가시키기로 하였다. 가압압력을 증가시킬 경우 노즐에서의 초킹이 원활하고 반응기 압력을 증가시킬 수 있어 C\* 효율 향상을 기대할 수 있다. 그러나 가압 압력이 높아질 경우 인젝터에서 분사되는 추진제의 미립도가 낮아진다. 게다가 현 추력기에 적용한 샤워헤드 타입 인젝터의 경우 추진제의 모멘텀 증가로 인해 추진제에 의해서 촉매가 깨지는 현상이 발생할 가능성이 있으며, 이로 인해 추진제가 촉매 상단에서 분해되지 못하게 되면서 유입되는 추진제의 질량유량이 점차적으로 증가해 성능이 감소할 우려가 있다.

실험 결과 펄스(pulse) 모드로 작동했을 시 촉매의 성능이 점진적으로 떨어져 분해가 제대로 되지 못하는 결과를 초래했다. 이는 추진제가 펄스로 분사되면서 추진제의 큰 모멘텀으로 인해 촉매 상단의 반응성이 떨어지게 되었고, 이로 인해 추진제의 질량유량이 점차 증가하면서 분해 성능이 감소하여 효율이 낮아지게 되었다. Fig. 4는 400℃로 예열한 경우 가압압력을 27 bar로 증가시켜 펄스 모드 작동 시 성능 저하를 보여주고 있다. 펄스 모드는 1.5 s on, 2 s off로 작동하였다. 초반 4 회의 펄스까지는 90%에 달하는 높은 분해 성능을 보이지만 점차 촉매의 성능이 감

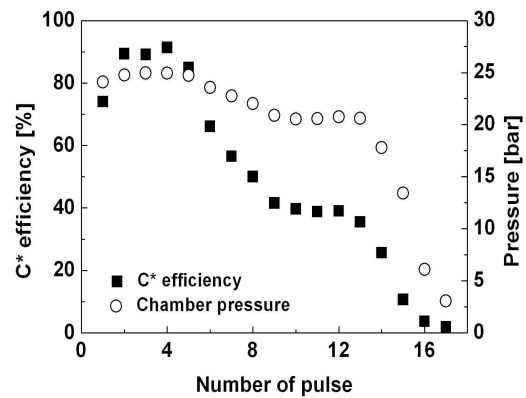


Fig. 4. Degradation of chamber pressure and C\* efficiency owing to decreased decomposition performance of catalyst with feeding pressure of 27 bar

소하면서 추진제의 분해 효율이 감소하여 반응기 압력이 낮아지고, 이는 다시 추진제의 유입량을 증가시켜 더욱 촉매의 성능을 저하시킨다.

가압 압력 증가로 C\* 효율이 증가하였으나 펄스 모드로 사용하게 될 경우 촉매의 성능 저하가 발생하는 문제가 나타났다. 이를 해결하기 위해서 인젝터 후단에 금속 메쉬를 삽입하여 분사되는 추진제의 미립화를 증가시키기로 하였다. 기존 인젝터 후단에는 추진제 미립화를 위해서 50 mesh 크기의 금속 메쉬를 삽입하였으나, 이보다 더욱 미립화를 증가시키기 위해 200 mesh 크기의 금속 메쉬로 교체하였다. 27 bar로 가압하여 펄스 모드로 동일하게 실험한 결과 촉매의 성능 저하 현상이 나타나지 않았다. Fig. 5는 200 mesh 크기의 금속 메쉬를 삽입하고 실험한 결과를 보여주고 있다. 50 mesh의 메쉬를 삽입한 실험에서는 5 번째 펄스부터 성능 감소가 나타났지만, 200 mesh의 메쉬를 사용한 경우는 10회 이

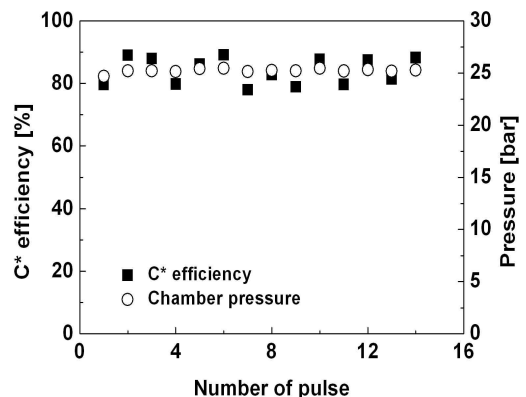


Fig. 5. C\* efficiency and chamber pressure with 200 mesh after injector

상의 펄스에서도 성능 저하가 나타나지 않았다. 따라서 미세한 금속 메쉬를 삽입함으로써 추진제의 미립화를 증가시킬 수 있었고, 이로 인해 촉매의 성능 저하를 방지할 수 있다. 이로 인해 높은 가압 압력에서도 안정적인 분해 및 pulse 모드 작동이 가능했으며, 특성속도 효율 역시 최대 90 %로 향상시킬 수 있었다. 펄스 모드 작동 시 특성속도 효율의 편차가 나타났는데, 이는 인젝터에서의 압력강하가 충분치 않아 이로 인한 불안정성이 매 펄스마다 영향을 끼쳤기 때문이다. 이는 인젝터에서 보다 충분한 압력강하를 유발시켜 압력 안정성 확보를 통해 해결할 수 있다.

### III. 결 론

본 연구에서는 1 N급 추력기를 사용하여 하이드라진을 대체할 수 있는 HAN/메탄올 추진제의 성능 평가를 실시하였다. HAN은 무독성의 이온성 액체로서 저장성이 우수하고 밀도가 높으며 메탄올을 혼합하여 비추력을 향상시킬 수 있다. HAN은 하이드록실아민과 질산의 산-염기 반응을 통해 합성하였으며, 메탄올과 8.1:1의 비율로 혼합하였다. 혼합비는 EM 추력기의 재료의 열적 특성을 고려하여 선정하였다. 성능 평가용 추력기는 추력 1 N급으로서 추진제의 질량유량이 적기 때문에 한 개의 오리피스를 갖는 샤워헤드 타입 인젝터를 적용하였다. 또한 높은 열적 안정성이 요구되는 디스트리뷰터를 세라믹 재료를 사용해 제작함으로써 고온에서도 안정적으로 디스트리뷰터 역할을 수행할 수 있도록 하였다. 실험 시스템은 HAN의 자가 촉매 반응이 유발되지 않도록 폐시베이션 및 세척을 충분히 하였다. HAN의 분해를 위해서는 촉매의 예열이 필요하므로, 예열 온도에 따른 분해 성능을 파악한 결과 300 °C에서부터 반응이 시작되며 완전한 분해를 위해서는 최소 400 °C의 예열 온도를 필요로 한다. 또한 C\* 효율을 증가시키기 위해 가압 압력을 증가시킨 경우, 추진제의 모멘텀이 함께 증가하면서 촉매의 성능을 저하시키는 문제가 발생하였다. 이를 해결하기 위해 인젝터 후단에 미세한 금속 메쉬를 삽입하여 분무 특성을 증가시켜 높은 가압 압력에서도 성능 저하 현상을 방지할 수 있었다.

### 후 기

본 연구는 한국항공우주연구원 “학연협력강화사업”의 지원을 받았으며 이에 감사의 뜻을 표합니다.

### References

- 1) Ventura, M. and Mullens, P., “The Use of Hydrogen Peroxide for Propulsion and Power,” 35<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA-99-2880, Los Angeles, CA, 1999.
- 2) An, S., Jin, J., Lee, J., Jo, S., Park, D., and Kwon, S., “Chugging Instability of H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> Monopropellant Thrusters with Reactor Aspect Ratio and Pressures,” *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 27, No. 2, 2011, pp.422~427.
- 3) Pasini, A., Torre, L., Romeo, L., Cervone, A., and d’Agostino, L., “Performance Characterization of Pellet Catalytic Beds for Hydrogen Peroxide Monopropellant Rockets,” *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 27, No. 2, 2011, pp.428~436.
- 4) Wernimont, J. E., “System Trade Parameter Comparison of Monopropellants: Hydrogen Peroxide vs Hydrazine and Others,” 42<sup>nd</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA-2006-5235, Sacramento, CA, 2006.
- 5) Masse, K. R., Overly, A. J., Allen, Y. M., and Spores, A. R., “A New State-of-The-Art in AF-M315E Thruster Technologies,” 48<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA-2012-4335, Atlanta, GE, 2012.
- 6) Anflo, K., Persson, S., Thormählen, P., Bergman, G., Hasanof, T., “Flight Demonstration of an ADN-Based Propulsion System on the PRISMA Satellite,” 42<sup>nd</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA-2006-5212, Sacramento, CA, 2006.
- 7) Lee, J., An, S., Kim, M., Moon, K., Song, S., Choi, W., Park, S., Kwon, S., “Design and Performance Evaluation of the 10 N Level Monopropellant Thruster”, Proceeding of the 2007 KSAS Fall Conference, pp.1349-1352.
- 8) Harlow, D. G., Felt, R. E., Agnew, S., Barney S., McKibben, J. M., Garber, R., and Lewis, M., Technical Report on Hydroxylamine Nitrate, DOE/EH-0555, U. S. Department of Energy, 1998, pp.2-7.