

ADN 기반 추진제를 적용한 마이크로 단일추진제 추력기 성능 평가

김주원* · 허정무* · 백승관* · 김우람** · 조영민** · 이도윤*** · 권세진*†

Performance Study of Micro Monopropellant Thruster with ADN-Based Propellant

Juwon Kim* · Jeongmoo Huh* · Seungkwan Baek* · Wooram Kim** · Youngmin Jo** ·
Doyun Lee*** · Sejin Kwon*†

ABSTRACT

The combustion test of LMP-103S, a propellant based on ADN(Ammonium Dinitramide), was performed with a 50 mN scale micro-thruster. The micro-thruster was made with photosensitive glass using MEMS manufacturing process. Pt/ γ -Al₂O₃ was used as a catalyst to decompose LMP-103S. After injecting 90 wt.% hydrogen peroxide into combustion chamber to preheat the catalyst, LMP-103S was injected for the combustion test. As a result, the ignition and combustion of LMP-103S was confirmed in platinum catalyst environment with the combustion chamber temperature going up to 650°C.

초 록

본 연구에서는 50 mN급 마이크로 추력기를 활용하여, ADN 기반 추진제인 LMP-103S의 연소 실험을 수행하였다. 마이크로 추력기는 MEMS 공정 과정을 거쳐 감광유리로 제작하였다. LMP-103S 분해용 촉매로 Pt/ γ -Al₂O₃를 사용하였다. 연소 실험 초기에 촉매 예열을 위해 90 wt.% 과산화수소를 주입하였으며, 이후 LMP-103S를 주입하여 연소 실험을 수행하였다. 실험 결과 백금 촉매 환경에서 LMP-103S의 점화가 이루어짐을 확인하였으며, 연소실 온도는 650°C로 형성되었다.

Key Words: MEMS, Monopropellant Thruster(단일추진제 추력기), ADN(Ammonium Dinitramide), Micro-thruster(마이크로 추력기)

1. 서 론

최근 Space-X의 Falcon 9과 Blue Origin의 New-Shepard 등 일부 민간 우주기업을 중심으로 저비용 발사체들이 성공적으로 개발되고 있다. 이처럼 항공우주분야에서 로켓 발사 비용을 절감하기 위한 많은 노력이 행해지고 있다. 위성

* 한국과학기술원 항공우주공학과

** 경희대학교 환경응용과학과

*** 국방과학연구소

† 교신저자, E-mail: trumpet@kaist.ac.kr

발사를 목적으로 하는 경우, 비용 절감을 위한 한 가지 방법으로 나노, 마이크로 위성의 개발을 들 수 있다. 나노 위성은 추진제 포함 무게가 1-10 kg인 위성을 말하며 작은 크기의 장점을 살려 수십 개의 나노 위성을 발사체에 장착하여 여러 궤도에 쏘아 올릴 수 있다. 다수의 위성 중 불량으로 인한 고장이 발생하여도 나노 위성 전체 시스템의 문제로 확산되지 않아 운용신뢰성이 높다. 또한 인공위성 질량 대비 위성에 저장할 수 있는 추진제의 비율이 높아 일반 발사체보다 효율이 높다[1-3].

나노, 마이크로 위성을 운용하기 위해서는 마이크로 추력기의 개발이 필수적이며 국내에서도 관련 연구가 진행된 바 있다. 허 등은 MEMS 공정과 과산화수소 추진제를 활용하여 마이크로 추력기 설계 및 제작에 관한 연구를 진행하였으며, 연소 실험동안 연소실 압력과 온도가 일정하게 유지됨으로써 마이크로 추력기의 실용 가능성을 확인하였다[4-6]. 하지만 마이크로 추력기는 연소실 표면적 대 부피 비율이 일반 추력기보다 높아 열손실이 크며 단열분해온도가 749°C인 90 wt.%의 과산화수소 추진제를 사용할 시 분해온도가 약 580°C에 그치게 된다[5]. 마이크로 추력기의 성능 향상을 위한 방안 중 하나로 엔탈피가 더욱 높은 친환경 추진제의 적용을 고려할 수 있다.

Table 1은 단일추진제들의 성능을 비교한 표이다[7]. ADN은 독성이 강한 하이드라진 추진제를 대체하기 위해 개발된 친환경성 추진제 중 하나이다. 표에서 볼 수 있듯이 ADN 기반 추진제는 상대적으로 높은 비추력 및 밀도 비추력을 가지고 있으므로 자세제어용 추진제로 사용하기 적합하다. 또한 저장성이 좋으며 취급이 용이하다는 장점을 가지고 있다[8]. 하지만 ADN 기반 추진제는 상온에서 촉매 반응이 일어나지 않아 추진제를 주입하기 전 촉매를 예열하는 과정이 필요하다. 본 연구에서는 90 wt.% 과산화수소의 선 주입을 통한 촉매 예열 및 ADN 기반 추진제를 사용한 마이크로 추력기의 연소 실험을 통해 ADN 기반 추진제의 성능과 마이크로 추력기에서의 적용 가능성에 대한 평가를 진행하였다.

Table 1. Comparison of Propellant's Performance

	Propellants			
	N ₂ H ₄	LP1846 (HAN-based)	LMP-103S (ADN-based)	95 wt.% H ₂ O ₂
Density (g/cm ³)	1	1.4	1.3	1.4
I _{sp} ^{*1} (s)	239	262	255	182
Density I _{sp} (g·s/cm ³)	241	376	332	256
T _c ^{*2} (K)	1,183	2,171	2,054	1,154

*1 : Calculated based on the frozen flow assumption, in vacuum conditions with a combustion chamber pressure of 0.7 MPa and a nozzle open area ratio of 50

*2 : Adiabatic flame temperature

2. 실험 준비

2.1 추진제 및 촉매

ADN 기반 추진제는 경희대학교 대기입자처리 연구실에서 제작되었다. 추진제는 참고 문헌에서 제시한 LMP-103S 구성과 동일하게 제작되었으며[8], 그 조성은 ADN 63%, Methanol 18.4%, Water 13.95%, Ammonia 4.65%의 비율로 구성되었다. 이에 본 연구에서는 이 추진제를 LMP-103S로 명명하였다. LMP-103S의 이론 성능지표를 도출하기 위해 NASA CEA(Chemical Equilibrium with Applications) 코드를 사용하였다. 연소실 압력이 2 bar일 때 단열분해온도는 1900 K이며 비추력 성능은 104 초, 특성 속도는 1369.7 m/s이다.

LMP-103S의 분해 및 연소반응 촉진을 위한 촉매를 제작하였으며 Alfa-Aesar사에서 제작한 감마 알루미나(γ -Al₂O₃)를 촉매 지지체로 사용했다. 활성 물질로 Pt를 사용하였으며 염화백금산(H₂PtCl₆)을 감마 알루미나에 30 wt.% 비율로 담지하였다. 제작된 촉매는 40-45 mesh 크기이며

형태는 Fig. 1과 같다.



Fig. 1 Pt/γ-Al₂O₃ catalyst

2.2 마이크로 추력기

연소 실험을 위해 마이크로 추력기를 제작하였으며 추력기의 구성은 Fig. 2와 같다. 마이크로 추력기는 5층의 감광유리가 접합된 구조이며, 가로, 세로, 높이가 각각 2 cm × 2 cm × 1.2 mm인 감광유리 4 개와 2 cm × 2 cm × 0.3 mm인 감광유리 1 개를 사용하였다. 중앙에는 높이 0.3 mm 감광유리를 사용하여 추력기의 노즐과 연소실을 형성하였다. 중앙 유리 위아래로는 높이 1.2 mm 감광유리에 연소실과 센서 측정용 슬롯을 만들었으며 맨 마지막 층에는 높이 1.2 mm 감광유리를 사용하여 추진제 주입구와 덮개를 만들었다.

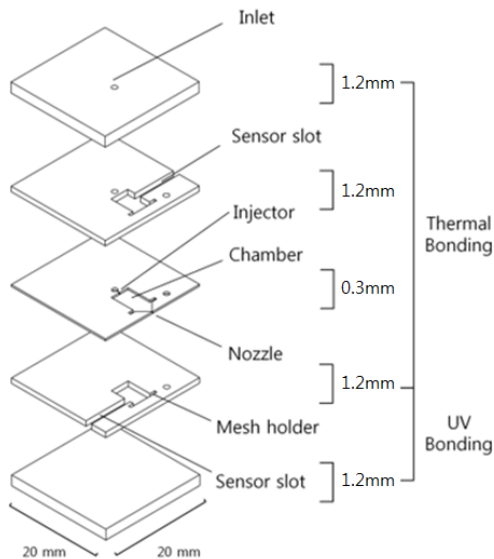


Fig. 2 Components of micro-thruster [5]

마이크로 추력기 제작 과정은 Cr Mask 제작, UV 노광, 열처리, 식각, 폴리싱, 접합 순서로 진행되며 Fig. 3와 같다.

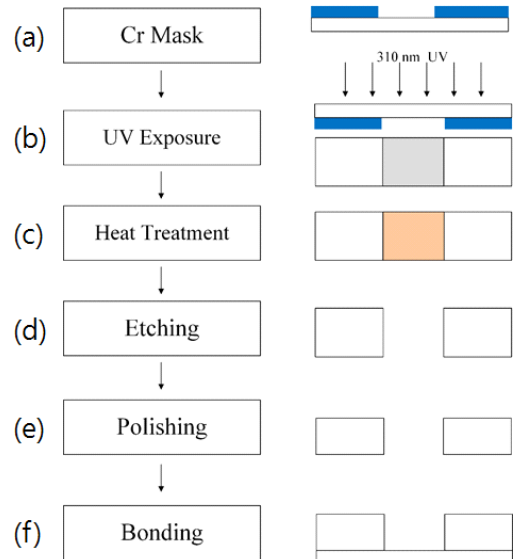


Fig. 3 Fabrication process of micro-thruster [5]

(a) Cr Mask 제작

감광유리의 특정 부위만을 UV에 노출시켜 식각 과정을 수행하기 위해 Cr Mask를 제작하였다. 퀴츠웨이퍼에 크롬을 증착한 후 PR스핀 코팅, PR패터닝, CR패터닝, PR제거 순서로 제작과정을 수행하였다.

(b) UV 노광

감광유리 위에 Cr Mask를 올려놓은 뒤 310 nm 파장의 자외선에 29 초간 노출시켜 식각을 수행하였다. 노광에너지는 0.015 J/cm²이었다.

(c) 열처리

노광처리 한 감광유리를 585°C에 5시간 동안 노출시켜 열처리를 수행하였다.

(d), (e) 식각 및 폴리싱

열처리 한 감광유리를 10% 불산용액에 약 2시간 20분 동안 습식 식각하였다. 열처리를 거치며 결정화가 진행된 부분에서 빠르게 습식 식각이 이뤄진다. 이후 식각을 거치며 거칠어진 표면을 폴리싱을 통해 표면을 매끄럽게 만들었다.

(f) 열접합 및 UV 본드 접합

5 개의 감광유리 부착을 위해 열접합과 UV 본드 접합을 수행하였다. 주입구 부분부터 연소실과 노즐이 있는 4개의 감광유리는 500 °C에 12시간 노출시켜 열접합을 진행하였다. 이후 마지막 감광유리는 위 4 개의 감광유리와 함께 UV 본드를 사용하여 노광에너지가 0.15 J/cm²인 UV에 약 3분간 노출시켜 접합하였다 (Fig. 2).

본 실험에서는 과산화수소 사용 조건에 기반하여 기 설계된 50 mN급 마이크로 추력기의 Cr Mask를 사용하였다[5]. 식각 이후 광학현미경으로 검사한 추력기의 인젝터와 노즐의 폭은 Fig. 4와 같으며 Table 2를 통해 제작된 마이크로 추력기의 사양을 나타내었다.

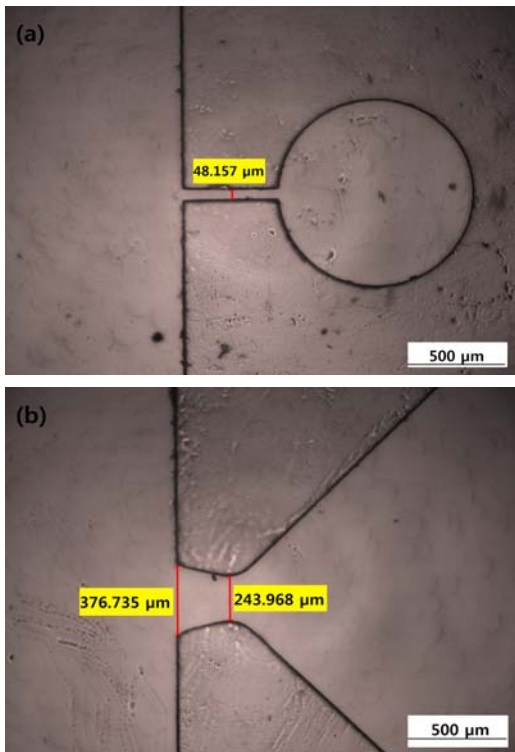


Fig. 4 Fabricated micro-thruster injector (a) and nozzle (b)

Table 2. 50 mN scale MEMS thruster specification

Thrust	50 mN
Chamber pressure	2 bar
Injector	48 μm
Nozzle throat	244 μm
Nozzle exit	377 μm
Chamber length	4.5 mm
Chamber cross-sectional area	9.45 mm ²

2.3 연소 실험 준비

Fig. 5을 통해 연소 실험 장치의 구성을 나타내었으며, 추진제를 주사기에 넣은 뒤 시린지 펌프(Syringe pump)를 통해 추력기에 주입하는 방식으로 진행하였다. LMP-103S를 사용하는 조건에서 연소실 압력 2 bar를 형성하도록 유량을 설정하였으며 기존 과산화수소를 사용한 마이크로 추력기 실험의 특성 속도 효율이 약 30%임을 참고하여 이론 유량을 보정하였다[5]. 최종 설계 유량은 1.7 ml/min이며, 예상 추력은 40 mN이다. 연소 실험을 위해 90 wt.% 과산화수소와 LMP-103S가 저장된 2 개의 주사기를 준비하였다. 과산화수소가 저장된 주사기는 촉매 온도가 300°C 이상 되도록 예열하는데 사용하였으며, 이후 LMP-103S가 저장된 주사기를 연결하여 LMP-103S를 추력기에 약 7 초간 주입하였다. 추력 측정을 위해 로드셀(9205, Kistler, 스위스)과 증폭기(5015A, Kistler, 스위스)를 사용하였으며 온도 측정과 압력 측정을 위해 각각 폐쇄형 k type 열전대와 압력트랜스미터(PSHB0010BLPG, SENSYS, 한국)를 사용했다. 측정 데이터는 미국 National Instruments의 LabView 8.0 시스템을 사용하여 100 Hz로 기록하였다. 연소 실험 직전 마이크로 추력기의 모습은 Fig. 6과 같다.

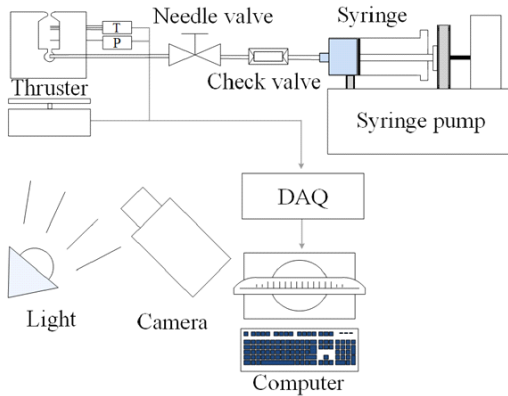


Fig. 5 Experimental setup for performance test [5]

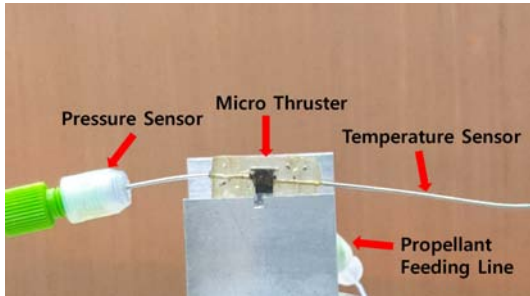


Fig. 6 Micro-thruster mounted on test stand

3. 실험 결과 및 고찰

시간에 따른 마이크로 추력기 연소실 내 온도 변화를 Fig. 7을 통해 나타내었다. 본 실험 전, 90 wt.% 과산화수소를 활용한 예비 촉매 분해 실험을 수행하였으며, 그 결과 본 실험의 초기 촉매의 온도는 100°C였다. 실험 시작 후 2 초에서 6 초간 추진제 공급관 내에 있던 과산화수소가 추력기에 주입되어 온도가 약 300°C에 도달하였으며 이후 LMP-103S를 주입하여 약 7 초부터 14 초까지 연소실의 온도가 약 650°C로 형성되는 것을 확인할 수 있었다. LMP-103S의 촉매 반응을 위해 별도의 열원 없이 과산화수소의 주입을 통해 효율적으로 예열할 수 있음을 확인하였다. 또한 LMP-103S를 주입하였을 때 동일 연

소압 조건에서 과산화수소 사용 시 대비 상대적으로 높은 연소실 온도를 확인하였으며, 이를 통해 LMP-103S가 예열된 촉매를 통해 분해 반응을 거쳤음을 확인하였다.

Fig. 8와 같이 LMP-103S 주입 후 약 5 초 이후부터 점화 현상이 발생하였다. 이는 LMP-103S를 구성하는 메탄올이 발화점에 도달하여 점화 및 연소가 발생한 것으로 사료된다. 화염으로 인해 촉매의 내구성이 저하될 우려가 있으므로, 향후 실험에서는 란타넘 등 희토류 금속 성분을 감마 알루미늄에 첨가하여 고내열성 촉매를 제작하는 방식의 검토가 필요하다.

한편 연소실의 압력과 추력이 계산된 압력과 추력보다 낮은 값으로 측정되었는데 이는 추진제 공급관 및 압력센서에서 발생한 추진제 유출이 원인인 것으로 사료된다. 또한, 연소 실험에서 LMP-103S 주입할 때의 연소실 온도와 계산된 단일분해온도의 차가 과산화수소 실험 시 보다 더 큰 차이를 보이는데, 이 역시 추진제의 유출로 인해 촉매가 설계 유량 조건의 LMP-103S를 정상적으로 분해하지 못한 것으로 사료된다. 차후 실험에서는 연소 실험 전 마이크로 추력기 시스템의 기밀 구조를 확인하기 위해 공기를 활용한 기밀실험이 필요하다.

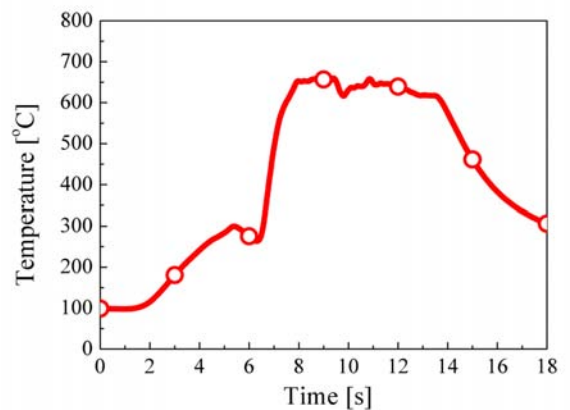


Fig. 7 Temperature curve during performance test

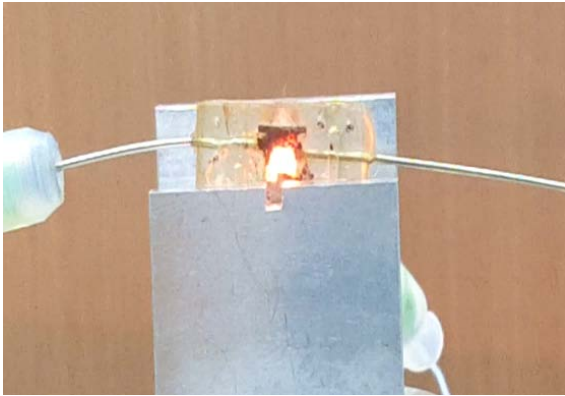


Fig. 8 Catalytic combustion during performance test

4. 결론

ADN 기반 추진제인 LMP-103S의 마이크로 추력기 시스템을 대상으로 한 적용 가능성을 확인하였다. 또한, 촉매 예열을 위해 별도의 장치 없이 90 wt.% 과산화수소의 선 주입 방식을 활용할 수 있음을 확인하였다. LMP-103S는 Pt/ γ - Al_2O_3 촉매와 반응하여 약 650°C의 연소실 온도를 형성하였다. 연소 실험 도중 연소실 내부의 점화 현상을 확인하였으며 이는 LMP-103S를 구성하는 메탄올의 점화로 사료된다. 향후 실험에서 추력과 압력 데이터의 정상적 획득을 위해 추력기 기밀 구조의 확립이 필요하며, 이를 위한 접합 공정 방식의 재검토가 필요하다. 또한, 압력, 추력, 온도 데이터를 통해 특성 속도, 비추력과 같은 LMP-103S의 성능 지표 도출 및 검토가 필요하다. 또한 배기물질을 측정하여 점화 및 연소에 관여하는 LMP-103S 내 구성 성분에 대한 파악이 필요하다. 실험 후 연소된 촉매를 분석하여 필요시 란타넘 등의 희토류 금속을 촉매에 첨가하여 촉매의 내열성을 증가시키는 것이 필요하다.

후 기

이 논문은 2014년도 정부(미래창조과학부)의

재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임(No. 2014M1A3A3A02034777).

참 고 문 헌

1. Esper J, Panetta P V, Ryschkewitsch D M, Wiscombe D W and Neeck S, "NASA-GSFC nano-satellite technology for earth science missions", *Acta Astronaut*, vol. 46, pp. 287-96, 2000.
2. Panetta, P. V., H. Culver, J. Gagosian, M. Johnson, J. Kellogg, D. Mangus, T. Michalek, V. Sank, S. Tompkins, "NASA-GSFC Nano-satellite Technology Development", 12th AIAA/USU Conference on Small Satellites, August 1988
3. Zakirov V and Li L, "Propulsion challenges for small spacecraft", 2005 *Tsinghua Science & Technology*, vol. 11, pp. 507-14, 2006.
4. 허정무, 권세진, "MEMS 공정을 이용한 마이크로 액체 추력기 배열체 제작", *Journal of The Society for Aerospace System Engineering* Vol.9, No.2, pp 13-18, 2015.
5. Jeongmoo Huh, Sejin Kwon, "Effect of micro cooling channels on a hydrogen peroxide monopropellant microthruster performance", *Journal of physics*, **660** 012020-4.
6. Jeongmoo Huh, Sejin Kwon, "Design, fabrication and thrust measurement of a micro liquid monopropellant thruster", *Journal of Micromechanics and Microengineering*, **24** 104001-9.
7. Nobuhiko Tanawa et al, "The "Greening" of Spacecraft Reaction Control Systems", *Mitsubishi Heavy Industries Technical Review*, Vol. 48, No. 4, December 2011, pp.44-50.
8. Michele Negri, "Replacement of Hydrazine

: Overview and First Results of the H2020
Project Rhefrom", 6th European Conference
for Aeronautics and Space Science
(EUCASS), 2015.