Research Paper

Journal of Aerospace System Engineering
Vol.9, No.2, pp.13-18 (2015)

ISSN 1976-6300

MEMS 공정을 이용한 마이크로 액체 추력기 배열체 제작

허정무 · 권세진†

한국과학기술원 항공우주공학과

Fabrication of a liquid microthruster array by MEMS manufacturing process

Jeongmoo Huh, Sejin Kwon†

Dept. of Aerospace Engineering, KAIST

Abstract : Micro planar type liquid propellant thruster was fabricated by MEMS manufacturing process for micro/nano satellites applications. 90 wt.% hydrogen peroxide was used as propellant and for propellant decomposition, Pt/Al2O3 was used as catalyst. Micro thruster structure was made by 5 photosensitive glasses patterned with thruster component profiles. Objective thrust was 50 mN and required hydrogen peroxide mass flow was 2.1 ml/min, which was supplied by syringe pump and teflon tube in experimental test. Performance test said that average steady thrust was approximately 30 mN, around 60% of objective thrust, and transient time was about 5 sec. It is estimated that extended response time was due to high thermal energy loss of micro scale thruster and low enthalpy input by propellant mass flow.

Key Words : Hydrogen peroxide, Planar type, Catalyst, Micro thruster, MEMS

1. 서 론

MEMS기술의 발달은 다른 어느 분야 보다 경량화, 소형화를 중시하는 항공우주분야의 발달에 많은 영향을 끼치고 있다. 마이크로, 나노위성체 군집 형태 운용은 MEMS기술 응용의 예로써[1-4], 기존의 대형위성이 필요한 모든 기능이 단일 비행체에 집적되어 임무궤도에 올라 운용된 것에 비해, 마이크로/나노 위성체 개념은 10~100kg/1~10kg 질량을 갖는 소형 인공위성으로 다수의 위성이 군집비행을 하며 임무를 수행할 수 있다. 군집비행은 기존의 다기능이 집약된 단일 비행체와 달리 개별적인 시스템 고장이 시스템 전체의 고장으로 이어지지 않아 운용 신뢰성이 높으며, 다수의 비행으로 다양한 운용 방식이 가능한 장점이 있다. 마이크로/나노 위성의 실용화 가능성은 위성의 자세제어 및 기동성을 위한 마이크로 추력장치의 개발과 깊은 관련이 있다[5-7].

화학적 방법의 마이크로 추력기 중 마이크로 단일 추진제 추력기는 고체 추진제 추력기에 비해 추력 범위가 넓고 재시동 및 재사용성이 좋으며, 냉가스 추력기에 비해 비추력이 높다. 또한 이원추진제 추력기에 비해 작동원리와 구조가 단순하기 때문에 미세기전공정(MEMS) 기술의 추력기에 응용되기 가장 적합한 후보 중에 하나이다.

단일 추진제 연료로써 과산화수소는 취급이 용이하고 독성이 없으며 분해 생성물이 청정하다[8]. 또한 밀도가 높아 탱크의 부피와 중량을 감소시킬 수 있어 초소형 스케일의 추력기 시스템의 목적에도 부합한다.

마이크로 단일추진제 추력기의 연구는 다양하게 연구되고 있다[9-13]. Hitt[9]의 연구에서는 실리콘 웨

Received: Dec 12, 2014 Revised: March 3 , 2015 Accepted: March 11, 2015
† Corresponding Author
Tel: +82-42-350-5761, E-mail: trumpet@kaist.ac.kr
Copyright © The Society for Aerospace System

이퍼를 이용하여 다이아몬드 모양의 기둥을 세우고 촉매로서 은을 기둥에 증착하여 추력기를 제작하였으나, 추진제로 사용한 과산화수소의 설계유량을 반응기에서 충분히 분해시키지 못하였다. Takahashi[10]는 다공성 실리콘으로 제작한 반응기 내부에 백금을 코팅하여 촉매로 사용하였으나, 추진제에 의해 촉매가 탈착되고 유실되어 추진제 분해에 한계가 있었다. Zupeng[11]은 추진제 분해 촉매로 액상의 FeCl2를 사용하여 추진제를 분해하였으나 액상의 촉매가 지속적으로 소모되는 단점이 있었다. An[12]은 반응기 내부에 촉매를 증착하는 동시에 촉매 코팅된 구형 비드를 촉매대에 삽입하는 방식으로 초소형 추력기를 제작하여 촉매분해 효율을 높였으나 원하는 추력을 얻지 못하였다. Lee[13] 기존의 코팅방식과 다르게 촉매분해 능력을 향상시키기 위해 지지체에 활성물질을 코팅한 촉매를 추력기 구조에 넣어 제작하였고, 촉매분해 효율을 증가시켰으나 수직형 제작방식의 종횡비 가공한계의 영향으로 추력 불안정성이 발생하였다.

본 연구에서는 추력기를 구성하는 각 층에 추력기 일부 요소가 만들어지는 수직형 추력기와 달리, 한 층에 대부분의 추력기 프로파일이 만들어져 가공한계 영향을 극복 할 여지가 있는 평판형 추력기를 제작하고, 충분한 분해 효율을 갖는 촉매를 제작하여, 추력 불안정성이 개선된 평판형 마이크로 액체추력기 제작하고 성능을 평가하였다.

2. 마이크로 추력기 설계 및 제작공정

2.1 촉매제작

과산화수소를 분해할 수 있는 활성물질로는 이리듐, 은 망간계열 산화물, 백금 등이 사용된다. 백금은 녹는 점이 2041 K로 90 wt.% 과산화수소의 단열분해 온도인 1022 K에 비해 높아 반응기 내부환경에서 견딜 수 있으며 과산화수소 분해 효율이 매우 높다. 또한 가격이 비교적 비싼 단점이 있지만, 본 연구의 초소형 크기의 반응기에서는 사용량이 작기 때문에 백금을 활성물질로 선정하였다. 지지체로는 알루미나, 모노리스, 아이솔라이트, 실리카 에어로겔, CNT 등이 사용된다. 알루미나는 금속과 접착력이 우수하며 표면적이 255 m2/g으로 넓어 백금을 활성 물질로 사용하는 초소형 반응기에 사용될 촉매의 지지체로 적합하여 감마 알루미나로 선정하였다.

촉매 제작과정은 담지, 소성, 환원 과정으로 구성되었다. 염화백금산을 전구체로 사용하여 증발건조법으로 담지하였다. 소성과정은 773K에서 3시간, 1033K에서 1시간 동안 가열하여 진행하였고, 환원과정은 4% 수소 200 cc/min로 773K에서 3시간 동안 진행하여 완성하였다.

2.2 추력기의 재료고려와 설계

마이크로 추력기 제작을 위해서 높은 종횡비 가공의 용이함과 높은 온도와 압력에 대한 내구성 그리고 가공비 경제성이 고려되어야 한다. 감광유리는 일반적으로 사용하는 실리콘 웨이퍼에 비해 저렴하고 높은 종횡비를 가지는 구조물을 구현할 수 있으며 화학반응을 수반하는 반응기의 주재료로도 손색이 없다. 뿐만 아니라 열전도계수가 실리콘의 열전도계수보다 작아 열적특성 또한 우수하다. 감광유리는 290~330 nm의 자외선에 노출되면 은이 형성되며, 500~600 ℃에서 열처리하면 결정화 된다. 이때 불산용액을 사용하여 식각하면 결정화 된 부분이 자외선에 노출되지 않은 부분에 비해 20배 빨리 식각되는데 이러한 방법으로 이론적 종횡비 20:1, 최소 25 ㎛ 크기의 미세구조를 얻을 수 있다[14].

Lee[13]의 연구에서는 제작한 수직형 추력기가 이러한 종횡비 가공한계의 영향으로 인젝터 유로 지름 가공시 종횡비의 제한을 받아 추력안정을 위해 필요한 인젝터 유로길이를 확보할 수 없었고, 인젝터에서 압력강하를 충분히 얻을 수 없어 추력 불안정성이 발생한 것으로 판단하였다. 추력안정성을 위해 인젝터 압력강하는 일반적으로 반응기 압력의 20%로 권장 된다[15].

본 연구에서는 50mN를 목표 추력으로 설정하고 과산화수소를 분해 할 촉매 반응기를 설계하고, 압력 불안정성을 개선시키기 위해 적절한 인젝터 길이를 확보하였다. 50 mN 목표추력으로 설계 챔버압력을 5 bar로 설정하면, 화학평형 계산에 따른 비추력은 약 104 sec이고, 목표추력과 비추력을 이용하면 요구되는 추진제 유량은 2.1 ml/min이다. 유입되는 추진제 유량에 따른 촉매대의 크기를 결정하기 위해서는 촉매 분해

효율을 실험적으로 결정해야 한다. 문헌[16]을 참고하여 본 연구에서의 촉매 반응기 크기 당 추진제 분해 유량을 1.2 g/s/cm^3 으로 결정하였다. 2.1 ml/min의 추진제를 분해하기 위해서는 0.03762 cm^{3}의 촉매 반응기 부피가 필요하였고, 세장비 1.3인 경우 반응기 가로 4.6mm, 세로 3.6mm, 높이 2.3mm로 결정되었다. 노즐 목면적은 이론 c* 값을 화학평형 계산을 통해 얻어 추진제 유량과 설계 챔버 압력을 이용해 계산하였고 0.09 mm^2 이다. 챔버압에서 대기압까지 팽창하는 경우 필요한 출구면적과 목면적 비율은 1.41이였다. 인젝터는 챔버에 추진제가 공급되는 챔버 앞단 공급관으로 높이 250 μm 폭 50 μm 길이 0.5mm로 설계되었다. 설계된 추력기와 제원를 Fig.1 과 Table 1 에 나타내었다.

Table 1 Designed thruster specification

Thrust	50 mN
Specific impulse	104.2 sec
Chamber pressure	5 bar
Propellant flow rate	2.1 ml/min
Catalyst capacity	0.6 g/s/cm^3
Catalyst volume	0.071 cm^3
Catalyst/support	Pt/Al_2O_3
Support size	40-45 mesh
Chamber aspect ratio	1.3

2.3 제작 공정

설계된 추력기는 5층의 웨이퍼에 각 추력기 구성요소 패턴하고 통합하여 완성하게 된다. 추력기 제작은 감광유리의 습식식각을 이용하여 진행하였다. 제작 공정은 다음과 같다.

-크롬마스크 제작

설계한 반응기 형상을 갖는 마스크를 제작한다. 쿼츠웨이퍼에 크롬을 증착한 후 PR스핀 코팅, PR패터닝, Cr패터닝, PR제거 순서로 크롬 마스크를 제작한다. 크롬마스크는 감광유리 노광시 쓰이는310 nm UV 파장을 패턴형상에 따라 선택적으로 차단할 수 있다.

-UV 노광, 열처리

마스크가 제작된 쿼츠 웨이퍼와 감광유리를 정렬하여 감광유리를 아래에 두고 310 nm파장을 가지는

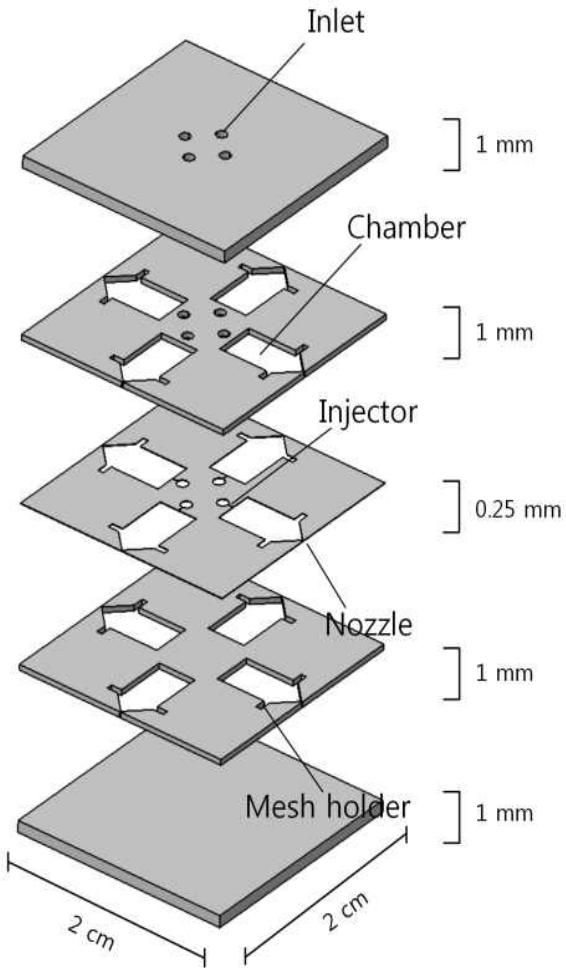

Fig. 1 Micro thruster components drawing

UV를 노광하여 쿼츠웨이퍼의 크롬패턴대로 선택적으로 감광유리를 노광한다. 노광에너지는 2 J/cm^{2}을 사용하며, 노광된 감광유리는 내부에 은 원자가 형성된다. 노광 후, 감광유리를 585 ℃에서 45분간 열처리하면 은 원자 주위로 결정화가 이루어진다.

-식각, 열접합

열처리후 감광유리를 10% 불산용액에 습식 식각하게되면 결정화가 이뤄진 부분에 비등방성 식각이 이루어져 원하는 구조체 제작에 이용할 수 있다. 식각 후 과산화수소와 황산 1:1비율의 용액을 이용하여 표면처리를 실시한 후 배열을 맞추고 접합 전 제작된 촉매가 삽입된 후, 500 ℃, 1 kPa의 환경에서 12시간 노출시켜 열접합 한다.

Figure 2 는 추력기 가공을 위한 가공공정을 나타내며, 제작이 완료 된 후 광학 현미경을 통해 확대된

인젝터와 노즐이 Fig 3에 나타나 있다. 제작 오차는 10% 내외로 확인되었다. Figure 4는 한번의 제작 공정을 거쳐 4개의 마이크로 추력기가 90° 간격으로 패턴되어 제작이 완성된 모습을 나타낸다.

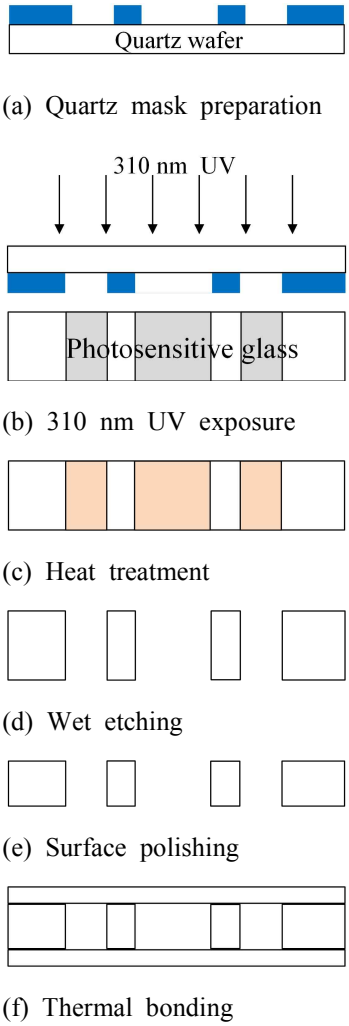

Fig. 2 Fabrication process of the micro reactor

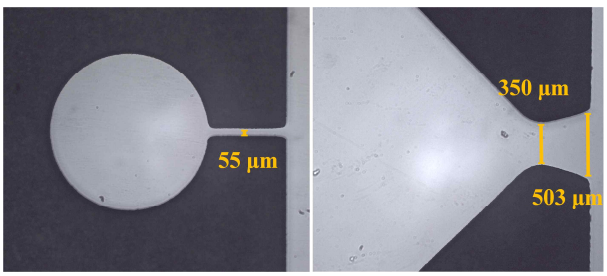

Fig. 3 Fabricated micro injector(left), nozzle(right)

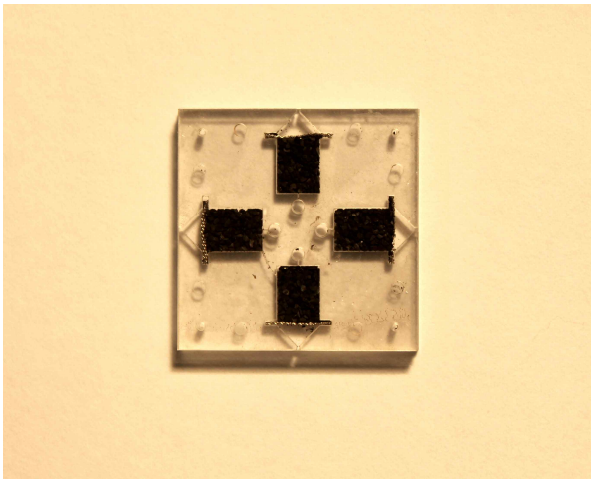

Fig. 4 Fabricated micro thruster

3. 성능시험

제작된 마이크로 추력기 성능 테스트를 위해 Fig 5와 같은 실험 조건을 구성하였다. 2.1 ml/min의 미세 유량을 공급하고 제어하기 위하여 시린지펌프와 테플론 튜브로 공급 시스템을 구성하고 각 종 밸브를 추가하였다. 미소추력 측정을 위해 전하측정기와 로드셀을 사용하였고 데이터 획득 장치와 컴퓨터로 데이터를 받았다.

미세유체 공급의 정확성은 튜브 빈 공간에 영향을 받기 때문에 사용 유량을 공급할 수 있는 최소 공급관 직경을 선정하여 1/16”, 1/32” 크기의 테플론 튜브를 이용하였고, 전하측정기는 Kistler 5015A, 로드셀은 Kistler model 9205를 사용하였다.

2.1 ml/min의 과산화수소 유량을 총 10초 동안 공급해주어 추력기 작동 성능을 파악하였다. 추력 측정 결과는 Fig 6과 같으며, 목표 추력인 50mN 의 60%에 해당하는 약 30 mN의 추력 크기를 보여주었으며, 추력 상승 구간이 약 5초로 길게 측정되고, 추력 종료 구간도 약 5초 지연되었다. 이러한 개선해야 하는 점들에도 불구하고 이 결과는 기존에 연구된 마이크로 추력기의 성능과 비교해 개선된 성능을 갖는 것으로 평가한다.

이러한 긴 상승시간, 하강시간 특성은 미소 입력유량과 엔탈피에 따른 낮은 챔버 온도, 압력 형성으로

나타난 것으로 예상되며, 열에너지 손실이 큰 초소형 스케일 액체 추력기에서 추가적인 에너지 공급에 대한 고려가 없다면 필연적으로 나타날 수 있는 현상으로 판단된다.

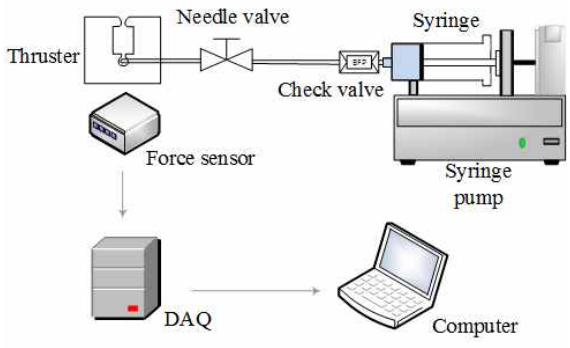

Fig. 5 Experimental setup for performance test

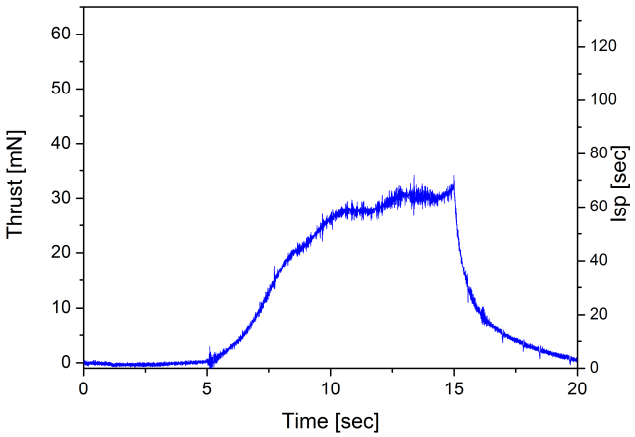

Fig. 6 Thrust curve of micro thruster

4. 결 론

마이크로/나노 인공위성 적용을 위한 평판형 마이크로 액체 추력기를 제작하였다. 총 5장의 감광유리 웨이퍼에 습식식각으로 패턴하고 제작된 촉매가 삽입 후 각 층을 접합하여 추력기를 제작하였고, 평판형 제작 방식으로 제작된 추력기 프로파일이 10% 내외의 제작 오차를 갖는 것을 확인하였다. 성능평가 결과 목표 추력의 약 60%에 해당하는 추력을 얻었으며, 추력 상승 시간과 하강시간이 약 5초로 나타났다. 긴 과도구간은 마이크로 추력기의 큰 열에너지 손실과 미소 공급 추진제 유량, 낮은 엔탈피 입력에 따른 낮은 챔버 온도와 압력에서 기인한 현상으로 판단하였다.

전기식 열 공급 히터나 기타 화학에너지와 같은 추가적인 에너지공급에 대한 추가적인 연구가 마이크로 추력기의 반응특성 성능을 개선시킬 것으로 기대한다.

후 기

이 논문은 2014년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 기초연구사업임(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] Tang W C, "Micromechanical devices at JPL for space exploration", IEEE Aerospace Conf., Aspen, CO, pp 461-70, 1998.

[3] Janson S, Helvajian H, Amimoto S, Smit G, Mayer D and Feuerstein S, "Microtechnology for space systems", IEEE Aerospace Conf., Aspen, CO, pp 409-18, 1998.

[4] Helvajian H and Robinson E Y, "Micro- and nanotechnology for space systems", Los Angeles, CA: The Aerospace Press, 1997.

[5] Mueller J, "Thruster options for microspacecraft: a review and evaluatino of exsiting hardware and emerging technologies", 33rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. and Exhibit, Seattle, USA, 1997.

[6] Zakirov V and Li L, "Propulsion challenges for small spacecraft", 2005 Tsinghua Science & Technology, vol. 11, pp. 507-14, 2006.

[7] Janson S W, Helvajian H, Hansen W W and Lodmell L J, "Microthrusters for nanosatellites The 2nd Int. Conf. on Integrated Micro Nanotechnology for Space Applications", Pasadena, CA, The Aerospace Corporation, 1999.

[8] Seong Up Ha, Min Chan Kwon, Kyoun Su Seo, Sang Yeop Han, “The Past and Future Perspectives of Hydrogen Peroxide as Rocket Propellants”, 2009 KSAS pp.717~728, 2009.

[9] Hitt D L, Zakrzwski C M and Thomas M A, " MEMS-based satellite micrpropulsion via catalyzed hydrogen peroxide decomposition", Smart Mater Struct, vol. 10, pp.1163-75, 2001.

[10] T. R. Dietrich et al., "Fabrication technologies for microsystems utilizing photoetchable glass," Microelectronic Engineering 30, 1996.

[11] Xupeng C, Yong L, Zhaoying Z and Ruili F, “A homogeneously catalyzed micro-chemical thruster”, Sensor Actuat A: Phys, vol. 108, pp. 149-54, 2003.

[12] S. An, Design and Microfabrication of Catalytic Reactor for a Micro Monopropellant Thruster, MS thesis at KAIST, 2006.

[13] Lee J, Kim S, Kwon S and Yu M, "Fabrication of catalyst-insertion-type microelectromechanical systems monopropellant thruster", J Propul Power, vol. 28, pp. 396-404, 2013.

[14] Lee J, Kim K and Kwon S, "Design, fabrication, and testing of MEMS solid propellant thruster array chip on glass wafer", Sensors Actuators A, vol. 157, pp. 126–34. 2010.

[15] Dieter K. Huzel et al. *Modern engineering for design of liquid-propellant rocket engines*, AIAA, 1992.

[16] Sugyong An, "Design of H2O2 Monopropellant Thruster with Consideration of Response Characteristics for Attitude Control System", doctoral thesis, KAIST, 2010.

저 자 소 개

권 세 진

1991년 University of Michigan, Ann Arbor 항공우주공학 박사. 1997년~현재 카이스트 항공우주공학과 교수. 관심분야는 로켓추진, 연료전지 무인기, 미소기전 동력시스템.

허 정 무

2012년 한국항공대학교 항공우주공학 졸업. 2012~현재 카이스트 항공우주공학과 박사과정. 관심분야는 미세기전동력시스템.