

MEMS 고체 추진제 추력기의 추진제실 설계와 구조체 가공 방법

이종광 · 권세진*

Design and Fabrication method of combustor for micro solid propellant thruster

Jongkwang Lee* · Sejin Kwon*

ABSTRACT

Micro thruster is a key technology in the micro/nano satellite. MSPT has been attracted attention as a one of possible solution for micro thruster. MSPT as a systems four components. It is composed of nozzle, igniter, combustion chamber and propellant. This paper surveys varioud MSPTs which have been reported. The model of MSPT arrays for total impulse of 1 mNs is proposed. Combustion chamber is designed and fabricated.

초 록

마이크로 추력기는 마이크로/나노 위성체의 구현을 위한 핵심 기술이며 다양한 마이크로 추력기 중 마이크로 고체 추진제 추력기는 각광받고 있는 추력기중 하나이다. 마이크로 고체 추진제 추력기는 노즐, 점화기, 추진제실 그리고 추진제로 구성되어 있다. 본 논문에서는 다양한 마이크로 고체 추진제 추력기들을 조사하고, 1mNs의 임펄스를 구현할 수 있는 추력기 모델을 제시하고 연소실의 설계 및 제작 방법에 대한 결과를 보고하겠다.

Key Words: Micro Thruster(마이크로 추력기), Micro Solid Propellant Thruster(마이크로 고체 추진제 추력기), Micro Chamber(마이크로 챔버)

1. 서 론

MEMS 기술의 계속된 발달은 단위 기계요소의 초소형화에서 한 걸음 더 나아가 요소들이 통합된 마이크로 시스템의 개발 단계로 접어들

고 있다. 이와 같은 경향은 장치의 무게와 크기가 시스템에 지대한 영향을 주는 항공우주 분야에도 활발히 적용되기 시작하여, 위성체 요소들을 초소형화한 마이크로 혹은 나노 위성체 개발이 활발히 진행 중이다. 마이크로/나노 위성체의 임무는 재해 및 천재 자기권 관측의 관측(disaster and magnetospheric monitoring), 행성의 관측 그리고 다른 위성의 검사 등이다. 마이

* KAIST 항공우주공학전공
연락처, E-mail: abcd@hanmail.net

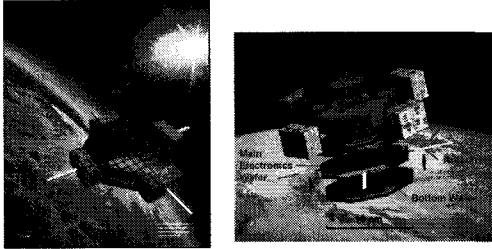


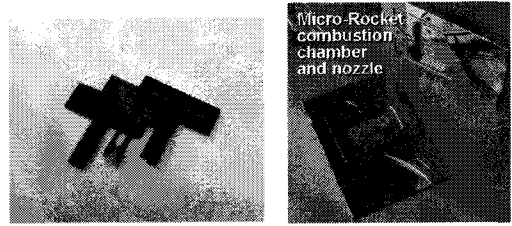
Fig. 1 Concept of Nano Satellite [2,3]

크로/나노 위성의 장점으로는 위성체 무게 감소로 인한 발사 비용 절감, 개발에 소요되는 시간의 감소 그리고 군집 형태로 위성체를 운영하여 보다 효율적으로 임무를 수행할 수 있는 장점들이 있다. 이미 NASA에서는 New Millennium Program 중 ST5(Space Technology 5) 프로그램을 통하여 25 kg급 마이크로 위성체를 개발을 성공하였으며, 1kg급 나노 위성체에 대한 다양한 연구가 진행 중에 있다[1].

이와 같은 마이크로/나노 위성체의 구성 요소는 마이크로 통신 장치, 마이크로 센서, 마이크로 추진 장치 등이 있다. 이중 마이크로 추진 장치는 위성체의 자세 제어, 궤도 수정, 궤도 유지 등에 사용되는 중요한 요소이다.

현재 외국의 연구 그룹들에 의해 연구가 진행 중인 마이크로 추진 장치의 개념들로는 마이크로 레지스트 젯, 마이크로 냉가스 추력기, 마이크로 이온 추력기, 마이크로 이중 추진제 추력기, 마이크로 단일 추진제 추력기, 마이크로 고체 추진제 추력기 등이 있다.

본 연구는 앞서 언급한 마이크로 추력기 개념들 중 마이크로 펄스 추력기로서 적합한 특성을



(a) (b)

Fig. 2 (a) Micro Resistorjet Thruster [4]
(b) Micro Bi-propellant Thruster [5]

가지며, 이동 부품이 없으며, 연료 탱크 및 밸브가 별도로 필요하지 않기 때문에 구조적으로 단순하여 제작이 상대적으로 용이한 장점이 있는 마이크로 고체 추진제 추력기 배열체 개발의 기초 연구 단계로서 다양한 마이크로 고체 추진제 추력기들을 조사하고 그 특성을 분석한 후, 적합한 마이크로 추력기의 개념과 추력기 제작 방법에 대하여 보고하겠다.

2. 마이크로 고체 추진제 추력기

마이크로 고체 추진제 추력기는 사용된 추진제의 종류와 추력기의 형상에 따라 각각 분류가 가능하다.

추진제에 따른 분류는 lead styphnate, 화약과 같은 기폭제를 사용하는 추력기와 혼합형 추진제를 사용하는 추력기로 할 수 있으며, 이들의 특성은 Table 1에 정리되어 있다. 기폭제를 사용하는 추력기를 수 ms의 짧은 연소 시간동안 수 백 mN의 추력을 발생시키고, 혼합형 추진제를

Table 1. Solid Propellant Propulsion System characteristic and performance

Propellant	Thruster range (mN)	Total Impulse (mNs)	Thruster duration	Application for nano/micro satellite
Explosive	100	0.1	Extremely short	Station keeping Drag compensation Attitude control
composite propellant	1~10	0.1~1	Short	station keeping Drag compensation

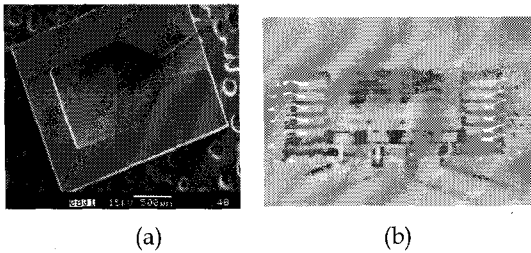


Fig. 3 (a) Planar Design [6]
(b) Vertical Design [7]

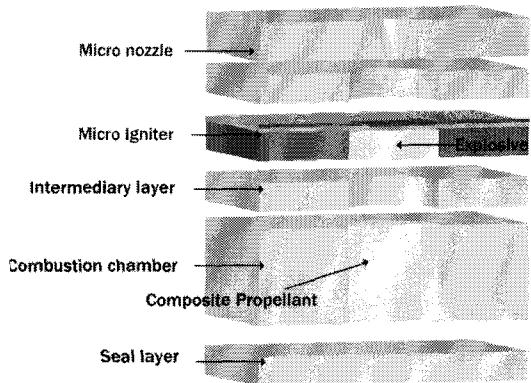


Fig. 4 Schematic of Micro Solid Propellant Thruster

사용하는 추력기는 수 mN의 추력을 수백 ms동안 발생시킨다.

추력기의 형상에 따른 분류는 평판형 추력기와 수직형 추력기로 구분할 수 있다. 평판형 추력기의 경우 한 장의 레이어에 노즐과 챔버가 한번의 마이크로 머시닝으로 가공되며, 2차원으로 다양한 형상을 가공할 수 있다는 장점이 있다. 수직형 추력기는 챔버, 노즐, 점화기 등의 여러 층의 레이어로 구성되어 있으며, 각각의 층을 제작한 후 이를 결합해야하는 어려움이 있지만 배열체 형태의 마이크로 추력기를 제작하기에 보다 적합하다.

본 연구의 목표는 추력기의 형상은 배열체 제작이 적합한 수직형 추력기를 택하였으며, 추진제는 복합형 추진제를 기본으로 미량의 기폭제를 점화제로 사용하는 마이크로 고체 추진제 추력기를 기본 모델로 선정하였다. Fig. 4에 개념도를 제시하였다.

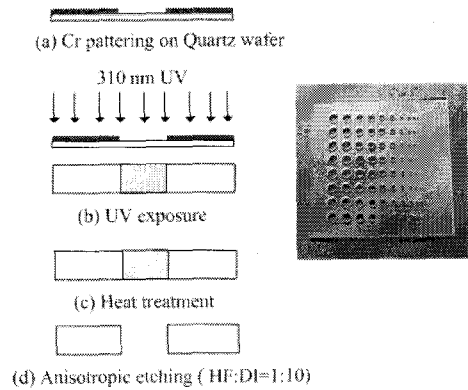


Fig. 5 Process sequences of the Fabrication of Photosensitive Glass and Fabricated Micro Chamber

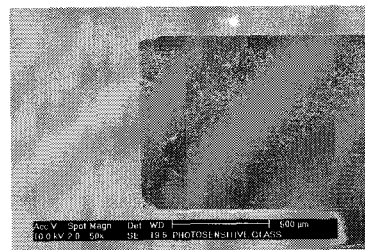


Fig.6 SEM image

2. 마이크로 추진제실

MEMS 기반의 마이크로 추진제실을 제작할 경우, 고려해야 할 사항은 높은 종횡비를 갖는 구조체의 가공이 용이할 것과 웨이퍼 재료가 고온·고압의 환경을 견딜 수 있어야 한다는 것이다. 이와 같은 조건을 만족하는 재료로는 MEMS공정에서 일반적으로 사용되는 실리콘과 유리 웨이퍼이다. 실리콘 웨이퍼의 경우는 DRIE 공정을 통하여 구조체의 가공할 수 있으나, 높은 열전도율 ($150W/mK@25^{\circ}C$)로 인하여 추진기 배열체 제작 시 오작동의 원인을 제공할 수 있기 때문에 추진제실의 재료로는 부적합하다. 이에 반해 본 연구에서 사용될 감광 유리는 실리콘에 비해 현저히 낮은 열 전도율 ($1.35W/mK@25^{\circ}C$)을 가지게 때문에 주변 추력기의 오작동을 방지할 수 있다. Fig.5에서는 감광 유리의 공정도와 지름이 1mm부터 50 μm 인 마이크로 챔버들이다. Fig.6

은 식각된 웨이퍼의 SEM 사진으로 높은 종횡비를 가짐을 확인할 수 있다.

마이크로 챔버의 설계를 위하여 식 (1)과 식(2)를 사용하여 임펄스비트 1mNs을 만족시킬 수 있는 마이크로 챔버를 설계하였다. 설계된 챔버의 형상은 마이크로 챔버의 직경은 1.35mm, 길이는 750 μm , 마이크로 노즐의 직경은 300 μm 이며, 계산된 추력은 4mN이다.

$$A_b r_b \rho_b = \frac{d(\rho_c V_c)}{dt} + A_c P_c \sqrt{\frac{k}{RT_c} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \quad (1)$$

$$F = A_c P_c \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} + (P_e - P_a) A_e \quad (2)$$

4. 결론 및 향후 계획

마이크로 고체 추진제 추력기 배열체 개발을 목표로 다양한 추력기에 대하여 조사하여 적합한 추력기 모델을 선정하였다. 추진제의 연소 챔버 제작을 위하여 열적, 기계적 특성이 우수한 감광 유리의 마이크로 가공법을 확립하였으며, 향후 SOI 웨이퍼를 이용하여 마이크로 백금 점화기를 제작하고, 추진제 충전하여 실제 연소 실험을 할 계획이다.

후 기

본 연구는 방위사업청 지정 국방 MEMS특화

센터의 지원으로 수행되었으며, 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. www.nmp.jpl.gov/st5
2. Cass, S., 2001, "MEMS in Space," IEEE Spectrum July issue, pp. 56~61.
3. Helvajian, H., Fuqua, P. D., Hansen, W. W., Janson, S., 2001, " Laser micro processing for nanosatellite microthruster applications", RIKEN review, No. 32, pp.57-63.
4. J. Mueller, W. C. Tang, A. P. Wallace, W. J. Li, D. P. Bame, I. Chakraborty, and R. A. Lawton, 1997, "Design, analysis, and fabrication of a vaporizing liquid micro-thruster," Proc. 33rd AIAA Joint Propulsion Conf., pp.1-10.
5. London, A.P., Ayon, A.A., Epstein, A.H., Spearing, S.M., Harrison, T., Peles, Y., Kerrebrock, 2001, "microfabrication of high pressure bipropellant rocket engine," Sensors and actuators. A, Vol. 92, pp.351-357.
6. Zhang, K.L., Chou, S.K., Ang, S.S., Tang, X.S., 2005, "A MEMS-based solid propellant microthrustor with Au/Ti igniter," Sensors and actuators. A, Vol. 122, pp.113-123.
7. Pham, P.Q., Briand, D., Rossi, C., de Rooij, N.F., 2003, "Downscaling of solid propellant pyrotechnical microsystems," Transducer 2003, Vol.2, pp.1423-1426.