

평판형 마이크로 고체 추진제 추력기의 설계, 제작 및 평가

이종광* · 권세진**

Design, Fabrication and Testing of Planar Type of Micro Solid Propellant Thruster

Jongkwang Lee* · Sejin kwon**

ABSTRACT

With the development of micro/nano spacecraft, concepts of micro propulsion are introduced for orbit transfer and drag compensation as well as attitude control. Micro solid propellant thruster has been attention as one of possible solution for micro thruster. In this paper, micro solid propellant thruster is introduced and research on basic components of a micro solid propellant thruster is reported. Micro Pt igniter was fabricated through negative patterning and quantitative effect of geometry was estimated. The characteristic of HTPB/AP solid propellant was investigated to measure the burning velocity. A combustion chamber was fabricated by means of anisotropic etching of photosensitive glass. Finally, micro solid propellant thrusters having various geometries were fabricated and tested.

초 록

마이크로/나노 위성체 개발과 함께 위성체의 자세 제어 및 궤도 수정을 위한 마이크로 추력기의 개발이 필요하게 되었다. 다양한 마이크로 추력기들 중 가장 각광 받고 있는 마이크로 고체 추진제 추력기를 소개하고, 추력기의 구성 요소들에 관한 연구 결과를 기술하였다. 추진제 점화를 위한 마이크로 백금 점화기를 제작하여 형상 변수에 관한 성능 평가를 수행하였다. HTPB/AP 고체 추진제의 특성 연구를 수행하여, 추진제의 연소 속도를 측정하였다. 마이크로 챔버는 감광성 유리를 이방성 식각하여 제작하였으며, 최종적으로 이들 요소들을 통합하여 마이크로 고체 추진제 추력기의 연소 실험을 수행하였다.

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

† 2006년 11월 4일 접수 ~ 2006년 12월 9일 심사완료

* 학생회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

** 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과
연락처, E-mail: melody@kaist.ac.kr

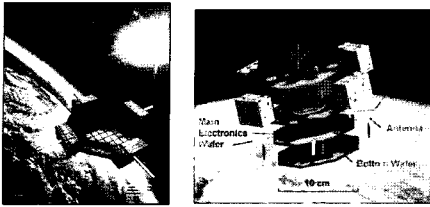
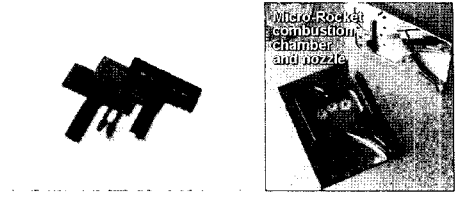


Fig. 1 Concept of Nano Satellite [2,3]

MEMS 기술의 계속된 발달은 단위 기계요소의 초소형화에서 한 걸음 더 나아가 요소들이 통합된 마이크로 시스템의 개발 단계로 접어들고 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 천체 자기권 관측, 행성의 관측, 다른 위성의 검사 등이다. 그리고 마이크로/나노 위성은 무게 감소로 인한 발사 비용 절감, 개발에 소요되는 시간의 감소 그리고 군집 형태로 위성체를 운영하여 보다 효율적으로 임무를 수행할 수 있는 장점들을 가진다. 이미 NASA에서는 New Millennium Program 중 ST5(Space Technology 5) 프로그램을 통하여 25 kg급 마이크로 위성체 개발을 성공하였으며, 1 kg급 나노 위성체에 대한 다양한 연구가 진행 중에 있다 [1-3].

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

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

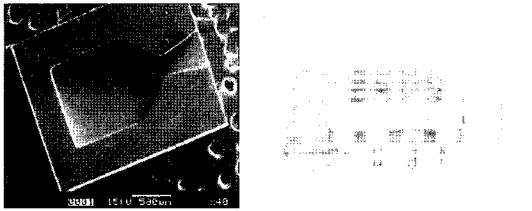
등에 사용되는 중요한 요소이다.

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[4-6].

이 연구는 다양한 마이크로 추력기 개념들 중 마이크로 펄스 추력기로서 적합한 특성을 가지는 마이크로 고체 추진제 추력기 개발을 목표로 하였다. 고체 추진제 추력기는 움직이는 부품이 없으며, 연료 탱크 및 밸브가 별도로 필요하지 않기 때문에 구조적으로 단순하여 제작이 상대적으로 용이하다는 장점이 있다. 이 논문에서는 마이크로 고체 추진제 추력기 개발을 위한 기초 연구로서 다양한 마이크로 고체 추진제 추력기들을 조사하였고, 그 특성을 분석하였다. 또한 적합한 마이크로 추력기의 개념을 선정하였고, 추력기 요소들을 제작하여 성능을 평가한 후, 이를 통합하여 연소 실험한 연구 결과를 기술하였다.

Table 1. Solid Propellant Propulsion System Characteristics and Performance

Propellant	Thrust range (mN)	Total impulse (mN-s)	Thrust duration	Application to 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



(a) (b)
Fig. 3 (a) Planar Design [8]
(b) Vertical Design [10]

2. 마이크로 고체 추진제 추력기

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

추진제에 따라 lead styphnate, 화약과 같은 기폭제를 사용하는 추력기와 혼합형 추진제를 사용하는 추력기로 분류할 수 있으며, 이들의 특성은 Table 1에 정리되어 있다. 기폭제를 사용하는 추력기는 수 ms의 짧은 연소 시간동안 수백 mN의 추력을 발생시키고, 혼합형 추진제를 사용하는 추력기는 수 mN의 추력을 수백 ms동안 발생시킨다[7-10]. 기폭제를 사용한 대표적인 마이크로 추력기는 Lewis 등이 제안한 마이크로 디지털 추력기로서 마이크로 박막이 포함된 마이크로 노즐 층, 기폭제가 충전되어 있는 마이크로 챔버 층 그리고 다결정 실리콘(Poly-Si) 점화기 층 순으로 이뤄져있으며, 3×5 배열체의 추력기이다. 추력은 1 ms 동안 100 mN을 발생시켰다. 추진제를 사용한 추력기로는 Rossi 등이 제안한 마이크로 고체 추진제 추력기로서 마이크로 노즐 층, 마이크로 점화기 층, 마이크로 챔버 층 순으로 구성되어 있고, 사용된 추진제는 GAP (Glycidyle Azide Polymer)/AP (Ammonium Perchlorate)/Zr 였으며, 400 ms 동안 최고 추력 2.3 mN을 발생시켰다.

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 있

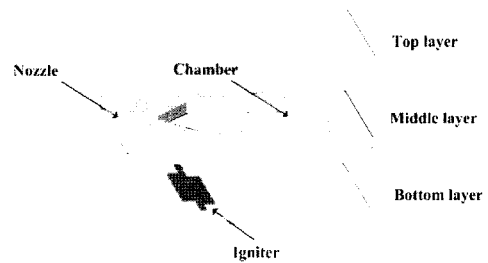


Fig. 4 Schematic of Planar Type of Micro Solid Propellant Thruster

다. 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.

이 연구에서는 상대적으로 제작이 용이하고, 구조가 단순한 평판형 마이크로 고체 추진제 추력기에 대한 내용을 다루었다. Figure 4는 평판형 마이크로 고체 추진제 추력기의 개념도이다. 마이크로 추력기는 덮개 층, 마이크로 챔버 및 노즐 층 그리고 마이크로 점화기 층 순으로 구성되어있다.

3. 마이크로 점화기

3.1 마이크로 점화기의 제작

일반적인 고체 추진제 로켓에서 사용되는 점화 장치인 고온의 가스나 스파크 장치 등은 크기와 제작상의 문제로 인하여 마이크로 점화 장치로는 적합하지 않다. 이에 본 연구에서는 전류의 발열 작용을 이용하는 마이크로 히터를 제작하여, 점화 장치로서 그 가능성을 확인하였다.

마이크로 히터 제작에 있어 중요한 변수는 히터의 물성과 형상이다. 첫 번째 변수인 히터의 물질은 백금(Pt)을 사용하였다. 백금은 온도 변화에 있어 높은 안정성을 가지며, 다결정 실리콘 박막 히터의 제작 공정보다 상대적으로 간단하다는 장점을 가지고 있다[11]. 히터의 형상은 단위면적 내에서의 패턴의 길이 대 단면적 비가

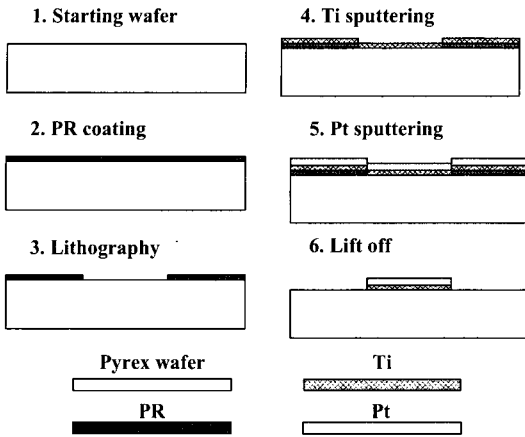


Fig. 5 Process Sequences for the Fabrication of a Micro Igniter

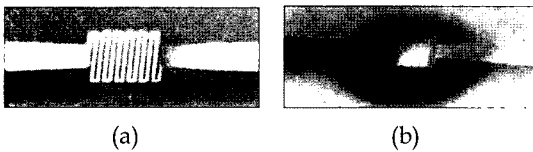


Fig. 6 (a) Magnified Image of Fabricated Igniter
(b) High Temperature Heating Spot

커서 열적 특성을 우수하게 할 수 있는 미엔더 (meander) 타입의 형상을 택하였다.

마이크로 점화기의 제작은 다음과 같다.

먼저 파이렉스(Pyrex) 웨이퍼에 네거티브 패턴을 얻을 수 있는 감광제(PhotoResist)를 입힌다. 네거티브 패턴을 형성하는 이유는 증착되는 백금 박막 단면의 측면 경사를 안정되게 얻기 위함이다. 다음으로는 음감광제의 리소그래피 공정을 통해 점화기가 형성될 면의 감광제를 제거한다. 이후 백금 층의 접착력 향상을 위한 티타늄을 100 Å 증착하고, 백금을 1000 Å 증착하면 웨이퍼 표면은 선택적으로 백금/티타늄 층과 백금/티타늄/감광제 층이 존재하게 된다. 다음으로는 웨이퍼를 아세톤 용액 처리하여 백금/티타늄/감광제 층을 박리한다. 이 과정을 통해 점화기 형상으로 패턴된 영역에만 백금/티타늄 층이 남아 있게 된다. 전체 공정의 개략도는 Fig. 5에 제시되어 있다. 이러한 과정을 통해 제작된 점화기는 Fig. 6 (a)에 제시되어 있고, 실제 전력이

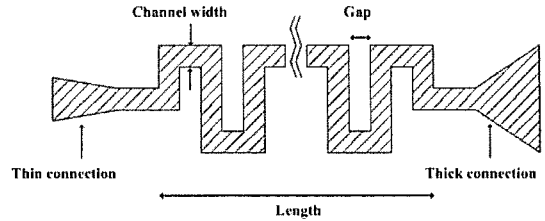


Fig. 7 Geometric Parameters of a Micro Igniter

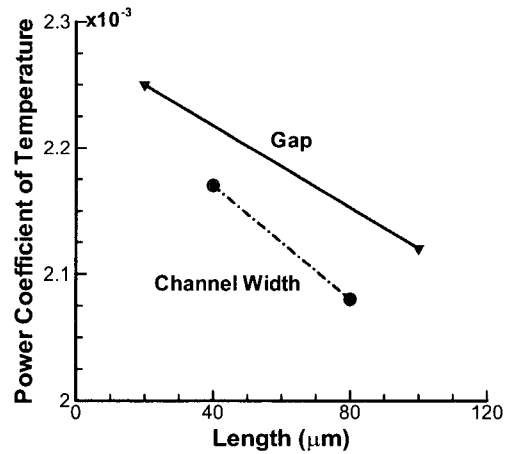


Fig. 8 PCT as a Function of Geometric Parameter

인가되어 가열된 상태의 점화기 형상은 Fig. 6 (b)에 제시되어 있다.

기하학적 형상이 히터 성능 특성에 미치는 영향을 알아보기 위해 미엔더 타입 패턴의 선 폭, 패턴 간의 간격, 패턴 영역 면적, 입구 형상등을 변수로 하여 다양한 형상을 제작하였다.

마이크로 점화기의 성능은 PCT(Power Coefficient of Temperature), 즉 주어진 전력에 대한 온도 변화로 평가 될 수 있다. 이 논문에서는 고온으로 환경 변화가 가능한 노(furnace)에서 온도 변화를 주며 측정된 저항 변화 값과 인가 전력에 따른 저항 변화 값으로부터 간접적으로 주어진 전력에 대한 온도 변화를 추산하는 방법을 사용하였다[12]. 식 (1)은 인가 전력에 따른 온도 변화를 보여주고 있다.

$$Temp. = Temp._0 + PCT \times Power \quad (1)$$

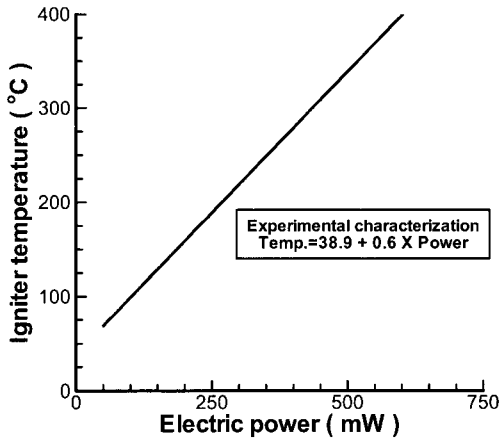


Fig. 9 Pt Igniter Temperature vs. Electric Power

Figure 8은 패턴의 선폭과 패턴 간의 간격에 따른 PCT(Power Coefficient of Temperature)이며, 기하학적 형상에 대하여서는 패턴간의 선폭과 패턴간의 간격이 좁을수록, 패턴의 영역은 넓을수록 우수한 성능을 가지며, 입구 형상이 두껍거나 얇은 경우에는 큰 차이를 가지지 않았다. Figure 9는 패턴 간의 간격과 선폭이 각각 $40\ \mu\text{m}$, 패턴 면적이 $400 \times 100\ \mu\text{m}^2$ 인 형상을 가지는 마이크로 점화기의 인가 전력에 따른 온도 변화로서 일반적인 HTPB(Hydroxyl Terminated Poly But adiene) /AP 추진제의 점화 온도인 $250 \sim 300\ ^\circ\text{C}$ 의 온도를 얻기 위해서는 인가 전력이 약 $350 \sim 430\ \text{mW}$ 인 것을 확인 할 수 있었다.

4. 고체 추진제

일반적인 고체 추진제는 니트로글리세린과 니트로셀룰로스가 주성분인 균질형 추진제와 HTPB 바인더와 산화제를 기본으로 하는 혼합형 추진제로 나눌 수 있다. 이 연구에서 사용된 추진제는 혼합형 추진제 중 HTPB/AP 추진제를 사용하였다. HTPB/AP 추진제는 산화제인 AP의 함유량과 입자 크기를 조정하여 원하는 연소 특성을 갖도록 조절 할 수 있다. 연구에서 사용된 추진제는 AP가 74%, HTPB가 23%이다. 고체 추

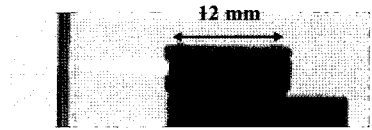


Fig. 10 Ignition Test of mm Scale Thruster

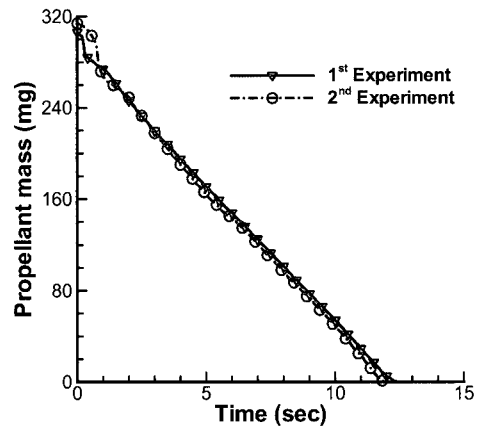


Fig. 11 Mass Decreasing as a Function of Time

진제의 연소는 추진제 연소면과 수직인 방향으로 진행되며, 진행 중인 연소면은 항상 최초 연소면과 평행하게 진행되는 특성이 있다. 이와 같이 연소면에 수직하게 진행되어 들어가는 속도를 추진제의 연소 속도라 하며, 추진제의 특성 중 가장 중요한 특성이다. 일반적으로 고체 추진제의 연소 속도는 연소 압력의 함수로 제시된다 [13]. 하지만 마이크로 추력기와 같이 연소 압력이 수 atm의 낮은 연소 압력에서는 제시된 연소 속도 함수가 잘 맞지 않는다[9]. 이에 이 연구에서는 연소 실험을 통하여 사용될 고체 추진제의 연소 속도를 측정하였다. 챔버 길이가 12 mm, 폭 4.8 mm, 높이 4 mm인 밀리미터 스케일의 연소실을 제작 하고, 2 W Ar-ion 레이저를 사용하여 추진제를 점화하였다. 추진제의 연소 속도는 정밀 저울(GX-600, AND)을 이용하여 측정하였다. 저울의 정밀도는 1mg이며, 초당 10개의 데이터를 PC를 통하여 획득할 수 있다. Figure 10은 추진제의 연소 실험 사진이며, Fig. 11은 추진제의 연소 실험을 통하여 얻어진 질량 감소 그래프이다. 점화 초기에 연소 불안정 현상이 잠

시 측정되지만, 전체적인 연소 시간동안 질량 감소율이 일정하게 측정되어 추진제의 연소 속도가 일정하게 유지됨을 확인할 수 있었다. 또한 12 mm의 추진제의 연소 시간이 약 12 sec로 측정되었으며, 이 결과를 통하여 사용된 추진제의 연소 속도가 평균 1 mm/sec가 됨을 확인하였다.

5. 마이크로 챔버의 제작

마이크로 추력기를 제작할 경우, 고려해야 할 사항들은 높은 중형비를 갖는 구조체 가공의 용이성과 웨이퍼가 추력기의 열적, 기계적 환경을 견딜 수 있는 특성 등이다. 구조체의 가공 측면에서 가능한 기판 물질로서 실리콘과 감광성 유리를 들 수 있다. 실리콘의 경우 DRIE 공정을 통하여 구조체의 제작이 가능하며, 감광성 유리의 경우 비등성 습식 식각을 통하여 구조체의 제작이 가능하다. 하지만 기판의 열적 특성을 고려한다면 실리콘의 열전도 계수는 150 W/mK이며, 감광성 유리의 경우는 1.35 W/mK로서 감광성 유리의 열적 특성이 우수한 것을 알 수 있다. 마이크로 챔버 제작 시 열전도율이 낮은 재료를 열적 특성이 우수하다 하는 이유는 마이크로 연소실은 표면적 대 체적비가 큰 값을 가지게 되어, 연소실의 열손실이 매우 크기 때문에 되도록 작은 값의 열전도 계수를 가지는 물질로 챔버를 제작해야 열손실을 최소화할 수 있게 된다.

추력기의 제작은 감광성 유리를 사용하였으며 기판의 두께는 1 mm이다. 감광성 유리는 290 nm~320 nm의 자외선에 반응하여 노광된 영역 내부에 은의 산화물로부터 열처리 과정을 통해 결정화가 이루어진다. 이 결정화된 부분은 불산 희석 용액에 높은 선택성을 가지며 식각이 된다 [14]. 일반적으로 2 J/cm²의 노광량으로 1 mm 두께의 기판을 패터닝 하는 것이 가능하다고 알려져 있으나, 노광량이 적으면 패터닝은 가능할 지라도, 식각률이 낮아져 식각에 필요한 시간이 증가하고 이는 원하지 않는 영역에서의 식각을

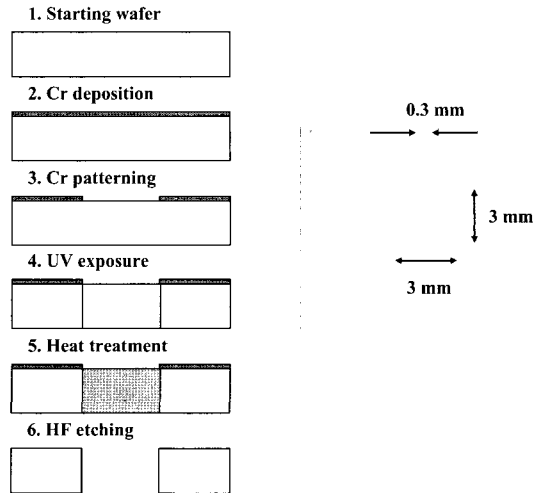


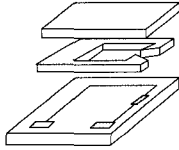
Fig. 12 (a) Process Sequences for the Fabrication of Photosensitive Glass and (b) Fabricated Micro Chamber

야기하게 된다. 이에 본 연구에서는 Quintel사의 Q-400 0을 사용하여 8 J/cm²의 에너지를 노광하여 마이크로 챔버를 가공하였다. Figure 12 (a)는 감광 유리를 사용한 구조체의 공정도이며, (b)는 제작된 마이크로 챔버이다.

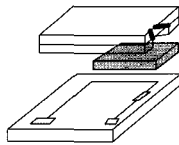
6. 마이크로 추력기 요소의 통합 및 연소 실험

마이크로 고체 추진제 추력기의 통합 공정은 고체 추진제의 충전 방법에 대한 우선적인 고려가 있어야 한다. 경화되기 전의 추진제는 높은 점성을 가지고 있어 추력기가 완전히 조립된 상태에서 수백 마이크로의 노즐 목을 통하여 추진제를 충전하는 것에 많은 어려움이 있다. 이에 본 연구에서는 Fig. 13에서 제시한 것과 같이 우선 추력기의 상단과 연소실이 패터닝이 되어 있는 가운데 층을 고온의 노에서 열접합 하였다. 결합된 추력기에 고체 추진제를 충전한 후, 50 °C의 노에서 48시간동안 추진제를 경화하였다. 이후 점화기가 제작되어 있는 하단 웨이퍼와 에폭시 결합을 통하여 고체 추진제가 충전된 마이크로 고체 추진제 추력기를 완성하였다. Figure 14는 최종 제작된 평판형 마이크로 고체

1. Fabricated components of thruster



2. Fusion bonding between upper and middle wafer and propellant loading



3. Epoxy bonding

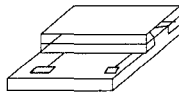


Fig. 13 Assembly Process for Micro Solid Propellant Thruster

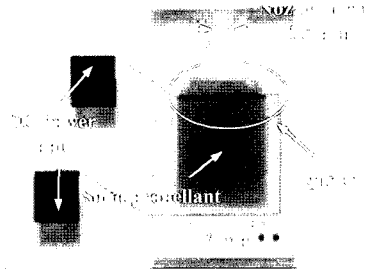


Fig. 14 Planar Type of Micro Solid Propellant Thruster

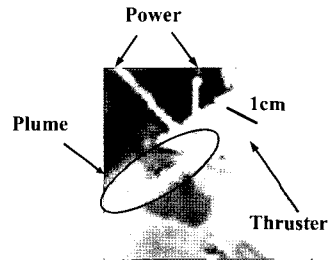


Fig. 15 Ignition Test

Table 2. Geometric Parameter

Chamber (mm)		Throat width (mm)	K*	A _e /A _t
Length	Width			
2	1.5	0.5	3	1.5
3	3	1	3	1.5
5	4.5	1.5	3	1.5
2	2	0.5	4	1.5
4	4	1	4	1.5
6	6	1.5	4	1.5

K* : burning area/throat area

추진제 추력기이다. Table 2에서 제시한 형상의 마이크로 고체 추진제 추력기를 제작하여 연소 실험을 수행하였다. 고체 추진제는 연소 시 화염 면에서 1700 K에 이르는 고온이 발생하는데, 추력기의 재료인 감광성 유리는 이와 같은 고온에 장시간 노출 시 유리가 깨지게 된다. 실제 연소 실험 결과 챔버의 길이가 5 mm 이상 되어 연소 시간이 길어지게 되면 챔버의 균열이 발생하였으며, 챔버의 길이가 4 mm 이하인 경우는 챔버의 균열이 없이 추력기의 연소가 성공적으로 이뤄졌다. Figure 15는 연소 실험 사진이다.

7. 결 론

마이크로 고체 추진제 추력기의 개발을 위한 선행 연구로서 평판형 마이크로 고체 추진제 추력기의 요소들을 MEMS 기술을 이용하여 제작하고, 그 성능을 평가하고 연소 실험을 수행하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) HTPB/AP 고체 추진제 접화를 위하여 마이크로 백금 히터를 제작하여 성능 평가 방법을 확립하였으며, 실험적으로 인가 전력과 발열 온도에 관한 상관관계를 구하였다. 다양한 형상에 대하여 성능을 평가한 결과, 패턴의 간격과 크기는 작게 하며 히터의 크기는 크게 설계해야 우수한 성능을 가짐을 확인하였다.

(2) 과도한 열손실을 수반하는 마이크로 챔버 내에서도 추진제가 일정 연소 속도로 연소됨을 확인하였다. 연소면의 면적과 노출의 목의 비가 4인 경우 사용된 추진제의 연소 속도는 평균 1 mm/s로 측정되었다.

(3) 마이크로 챔버에 적합한 물성을 감광성 유리로 선정하여, 가공법을 확립하여 실제 마이크

로 추력기를 제작하고, 요소 부품을 조립하여 연소 실험을 수행하였다.

(4) 이상의 연구 결과로 평판형 마이크로 고체 추진제 추력기 요소 기술의 제작 방법 및 설계 기술을 확보하였으며, 향후 제작될 실제 평판형 마이크로 고체 추진제 추력기의 설계 및 제작 기술 기반을 확보하였다.

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., "MEMS in Space," IEEE Spectrum July issue, 2001, pp.56-61
3. Helvajian, H., Fuqua, P. D., Hansen, W. W., Janson, S., " Laser micro processing for nanosatellite microthruster applications," RIKEN review, No. 32, 2001, pp.57-63
4. Mueller, J., Tang, W.C., Wallace, A.P., Li, W.J., Bame, D.P., Chakraborty, I., Lawton, R.A, "Design, analysis, and fabrication of a vaporizing liquid micro-thruster," Proceeding of 33rd AIAA Joint Propulsion Conf., 1997, pp.1-10
5. London, A.P., Ayon, A.A., Epstein, A.H., Spearing, S.M., Harrison, T., Peles, Y. , Kerrebrock, "microfabrication of high pressure bipropellant rocket engine," Sensors and actuators A, Vol. 92, 2001, pp.351-357
6. 안성용, 이종광, 랑성민, 권세진, "마이크로 추력기 응용을 위한 과산화수소 촉매 분해 반응," 한국추진공학회지, 제9권 제4호, 2006, pp.1-8
7. David H. Lewis, Siegfried W. Janson, Ronald B. Cohen, Erik K. Antonson, "Digital Micro Propulsion," Proceeding of 12th IEEE international micro electro mechanicalsystems conference, 1999, pp.517-522
8. Zhang, K.L., Chou, S.K., Ang, S.S., Tang, X.S., "A MEMS-based solid propellant micro thruster with Au/Ti igniter," Sensors and actuators A, Vol. 122, 2005, pp.113-123.
9. Rossi, C., Larangot, B., Lagrange D., Chaalane, A., " Final characterizations of MEMS-based pyrotechnical microthrusters," Sensors and actuators A, Vol. 121, 2005, pp.508-514
10. Pham, P.Q., Briand, D., Rossi, C., de Rooij, N.F., "Downscaling of solid propellant pyrotechnical microsystems," Proceeding of Transducers 2003, Vol.2, pp.1423-1426
11. Laconte, C. Dupont, D. Flandre, Raskin, J.P., "SOI CMOS Compatible Low-Power Micro Heater Optimization and Fabrication for Smart Gas Sensor Implementations," IEEE SENSORS, Vol. 2, 2002, pp.1395-1400
12. Rossi C., Esteve, D., Mingues, C., "Pyrotechnic Actuators: a New Generation of Si Integrated Actuator," Sensors and Actuators A, Vol. 74, 1999, pp.211-215.
13. Research report, Solid Rocket motor performance analysis and prediction, NASA SP-8039, 1971
14. Dietrich, T. R., Ehrfeld, W., Lacher, M., Kramer, M. and Speit, B., "Fabrication technologies for microsystems utilizing photosensitive glass," Microelectronic Engineering, Vol. 30, 1996, pp.497-504