

## 마이크로 추진장치

전재영\* · 윤영빈\* · 허환일\*\*

## Micro Propulsion System

Jaeyoung Jeun\* · Youngbin Yoon\* · Hwanil Huh\*\*

### ABSTRACT

Micro propulsion device is a literally very small propulsion system. The reason why such a small propulsion system is required is that micro satellites are considered as substitutions for conventional satellites to reduce cost; the fabrication of micro satellites enables us to produce mass production. Microrockets have relatively high values of thrust/weight ratio due to the cube law; weight is proportional to volume and thrust is proportional to area. Accordingly, downsizing makes the ratio of thrust/weight ratio high. However, conventionally ignorable facts are not negligible any more in small scale systems. For chemical micro rockets, downsizing causes lots of heat loss as surface to volume ratio increases, which results in the destruction of radical ions. For thrusters using plasma, the generation of strong magnetic field for plasma is very difficult. Also, in the aspect of flow dynamics, the effects of drag and viscosity are important parameters in low Re flows. When these problems are solved, micro propulsion systems can be commercialized and result in spin-off effects in many fields.

### 초 록

마이크로 추진장치란 말 그대로 크기가 작은 추진장치이다. 이처럼 작은 추진장치가 필요한 이유는 위성의 제작과 발사에 드는 비용을 줄이는 대안으로 마이크로 위성이 고려되고 있기 때문이다. 마이크로 위성은 크기를 줄이는 대신 대량생산으로 여러 대를 만드는 방법으로 비용을 줄일 수 있다. 이런 작은 위성을 위한 마이크로 로켓은 기존의 로켓에 비해서 단위무게 당 추력이 높은 특징을 가지고 있다. 무게는 부피에 비례하고 추력은 면적에 비례하게 되므로, 크기가 작아질수록 상대적으로 추력이 증가하게 된다. 그러나 스케일이 작아짐에 따라 기존에는 무시했던 요소들이 영향을 미치게 된다. 화학 마이크로 로켓의 경우 크기가 작아짐에 따라 부피에 비해서 면적이 상대적으로 커져서 열손실이 많아지고, 이로 인한 라디칼 이온 파괴로 이어져 문제가 된다. 플라즈마를 사용하는 추진장치에서는 플라즈마를 보관하기 위한 자기장의 세기를 강하게 하는데 대한 어려움이 있다. 또한, 유체역학적인 면에서는 낮은 레이놀즈 수에서의 저항과 점성효과 등이 중요하게 고려되어야 된다. 따라서 이와 같은 문제를 해결하게 되면 마이크로 추진장치의 상용화가 가능하고 여러 분야에 많은 파급효과를 가져올 것이다.

\* 서울대학교 기계항공공학부(School of Mechanical and Aerospace Engineering, Seoul national University)

\*\* 충남대학교 항공우주공학과(Dept. of Aerospace Engineering, Chungnam National University)

## 1. 연구의 중요성

현재의 위성은 일반적으로 한대가 여러 가지의 임무를 오랫동안 수행하기 때문에 크고 무겁다. 또 수명이 길기 때문에 추진제 역시 많이 필요하며 이것은 다시 중량을 증가시킨다. 결국 이 같은 무거운 위성을 궤도에 올리기 위해서는 위성의 발사체도 커야 하므로 발사비용이 높아지게 되며, 이 때문에 많은 위성을 쏘아 올릴 수가 없어서 위성에 과도한 신뢰성이 요구되어서 가격이 상승하게 된다. 그러나 급속한 기술 발전이 진행되고 있는 상황에서는 수명이 긴 위성이 시간이 지남에 따라 상대적으로 성능이 떨어지는 위성이 되고 말지만, 위성의 비용이 높은 관계로 성능이 떨어지는 위성을 수명이 다할 때까지 쓰고 있는 것이다.

하지만 위성의 크기를 줄일 수 있다면, 무게가 줄어들고, 발사 비용과 위성가격을 줄일 수 있다. 여러 가지 요인에 의해서 크기가 작은 위성은 수명이 상대적으로 짧다. 그러나 새로운 기술을 즉각 적용하는 것이 가능하고, 낮은 가격으로 더 나은 서비스를 제공하는 것이 가능하게 된다. 크기를 줄이는 수단으로는 MEMS (Micro Electro Mechanical System)를 이용한 마이크로위성이나 나노위성이 그 예가 될 수 있다.<sup>1</sup> 반도체가공기술을 이용해 제작된 마이크로위성은 웨이퍼를 기반으로 만들어지므로, 크기의 제약으로 기존의 위성과 같이 다양한 기능을 수행하지는 못한다. 하지만 무게가 작은 만큼 예전의 위성이 수행하던 일을 여러 대의 위성이 나누어서 수행하는 것으로 해결할 수 있다. 또 기존 위성과 같은 무게에 여분의 위성을 발사함으로써 위성에 과도한 신뢰성을 요구하지 않게 되거나, 에너지 보급위성을 따로 발사해서 수명을 연장시킬 수도 있다.

마이크로위성은 무게와 크기의 제약 때문에 저출력, 짧은 수명에 적합한 지구 저궤도용 위성이다. 이런 위성은 자체무게가 작으므로 추진장치 역시 소형화된 것이 필요하다. 마이크로 추진장치가 바로 그것이다.

마이크로 추진장치는 기존의 추진장치에 비해서 몇 가지 장점을 가지고 있다. 반도체가공

기술을 이용해서 만들기 때문에 대량생산이 가능하고, 여러 장치를 한꺼번에 만들기 때문에 조립과정이 생략되어 신뢰성이 높아진다. 또 질량은 세제곱으로 줄어들지만 면적은 제곱으로 줄어들게 된다. 여기서 추력은 면적에 비례하기 때문에 추력 역시 제곱으로 줄어든다. 결국 크기가 줄어들수록 무게 대 추력비는 증가하게 되는 것이다.

## 2. 개발의 난점

### 2.1 제작방식

마이크로위성은 대량생산을 전제로 하고 있으므로, 마이크로 추진장치의 생산방법도 대량생산이 가능한 MEMS 가공방법을 선호하고 있다.<sup>2</sup> 그러나 MEMS 기술은 반도체 가공방법을 기반으로 하고 있기 때문에 재료의 종류와 크기, 가공방법 등이 한정되어 있다. 재료는 Si나 Si화합물을 이용해야 한다. 그리고 평면 크기는 별로 문제가 되지 않으나 높이는 자주 사용되는 웨이퍼가 500 nm이며, 이것보다 두껍게 만들 수 있다고 하더라도 가공한계나 가공시간 때문에 무작정 크게 만들 수는 없다. 다음으로 MEMS 가공기술 특성상 평면가공이 주가 되어야 하기 때문에 로켓을 만들 때는 여러 장의 웨이퍼를 쌓는 것을 피할 수 없다. 그런데 높은 압력과 온도를 견뎌야 하므로, 고온, 고압에도 밀폐가 잘 되는 접착방식을 선택해야 한다.<sup>3</sup>

### 2.2 연소

마이크로 화학로켓에서는 연소실 크기가 워낙 작아서 일반적인 연소와 달리 제한적인 연소 현상을 나타낸다.

첫 번째 요인은 벽에 의한 열의 흡수이다. 연소과정에 의해서 생긴 열에서 열손실을 제외한 에너지가 연소과정에서 남아 있는 반응물질의 반응을 시작하는데 요구되는 에너지보다 작다면 연소는 계속되지 않는다. 문제는 규모가 작아질수록 표면 대 부피비가 커지게 되어 체적 열손

실이 커진다는 사실이다. 결국 이것이 소염(queenching)을 유발한다. 더구나 연소실 단면은 원형이 아니므로 실험에서 구한 소염거리(queenching distance)에 도달하기 전에 소염이 일어날 것이다. Fig. 1(a)의 연소실을 보면 밝게 빛나고 있어 열손실이 많다는 것을 알 수 있다.<sup>4</sup>

두 번째 요인은 벽에서의 active radical species의 파괴이다. 두 개의 radical들은 보통 three body reactions에서 안정된 분자로 서로 결합하는데, 다른 분자나 연소실의 표면이 third body로 작용하여 화학 반응으로부터 내뿜어진 과잉의 에너지를 흡수한다. 결국 연소실이 작아질수록 표면 대 부피비가 커지게 되어 three body reactions의 주기가 증가하게 되어 radical 파괴율이 높아지게 된다. 이 문제는 촉매를 사용해서 완화시킬 수 있다.

결국 열손실과 active radical species의 파괴를 줄이거나 제거해야만 연소실의 크기를 줄이는 것이 가능하다.

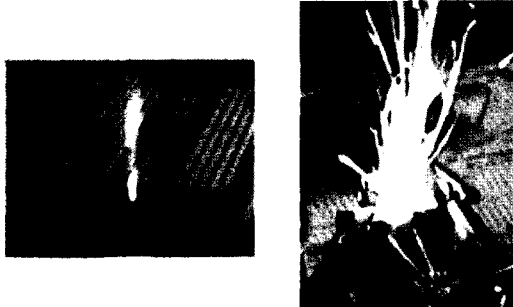


Fig. 1. Combustion in a ceramic combustion chamber  
(a) without Al (b) with Al

하지만 위의 두 가지를 만족시키더라도 여전히 문제가 남아 있다. 크기가 줄어들어도 반응 시간은 줄어들지 않기 때문에 크기가 줄어들에 따라 연료와 산화제가 연소실에 머무는 시간이 충분하지 않아서 모두 연소하지 못하는 경우가 발생할 수 있다. 따라서 어느 크기 이하로 줄어들 경우 이 요인에 의해서 출력의 저하가 일어나게 된다.<sup>5</sup> Fig. 1(b)를 보면 Fig. 1(a)와는 다르

게 화약이 타는 듯한 모습을 보여주는데 이것은 연소실에서 완전히 연소되지 못한 Al 입자들이 연소실 외부에서 연소되기 때문이다.<sup>4</sup>

### 2.3 자기장의 세기

플라즈마를 사용하는 추진장치에서는 플라즈마를 보관하기 위해서 자기장을 사용한다. 플라즈마는 자기장을 지나면서 확산에 의해서 이온과 전자를 계속적으로 잃게 된다. 대부분의 플라즈마 장치는 Bohm의 확산 법칙에 의해 지배받는다. 확산 계수  $D_B$ 는  $D_B = \frac{KT_e}{16eB}$ 로 정의되고, 플라즈마 밀도 감소에서의 시상수  $\tau$ 는  $\tau = \frac{R^2}{2D_B}$ 로 정의한다.(여기서 K는 볼츠만상수,  $T_e$ 는 전자 온도, e는 전자의 전하량, B는 자기장의 세기, R은 플라즈마 실린더의 반경이다.)

문제는 다른 조건이 일정한 상태에서 시상수를 일정하게 유지시키기 위해서는 자기장의 세기가 반지름의 제곱에 반비례해야 한다는 것이다. 그러므로 크기를 줄이려면 확산계수( $D_B$ )가 작아져야 하고 그럼에 따라 자기장의 세기가 커져야 되는 상황이 된다. 따라서 자기장의 세기를 크게 할 수 있는 방안이 모색되어야만 마이크로 플라즈마 추진장치의 개발이 가능하게 된다.<sup>7</sup>

### 2.4 점화 장치

점화장치를 만드는 방법으로는 MEMS 가공 방법을 이용해서 만드는 것과 레이저를 이용한 점화방식이 있을 수 있다. MEMS 가공방법은 일종의 저항을 만들고 많은 전류를 흘려서 발화점 이상의 온도로 올리는 것이다. 이 방법은 웨이퍼의 장수를 증가시키는 단점이 있지만, 대량 생산이 손쉽다는 장점을 가지고 있다. 그러나 여러 번 점화시켜야 할 경우 연소실내의 고온, 고압을 점화장치가 견뎌야 하며, 연소시 고속의 연소생성물에 의해서 파괴되지 않아야 하거나 영향을 적게 받는 곳에 있어야 한다. MIT의 마이크로가스터빈에서는 저항식 점화장치로도 문

제가 없었다고 한다. Fig. 2는 버클리대학의 Solid Propellant Rocket에 쓰인 저항식 점화장치로 0.2~0.3 W의 에너지로 온도를 1000 K까지 올릴 수 있다.<sup>4</sup> 다른 방법으로는 레이저를 이용할 수도 있다. 반도체 레이저를 사용할 경우 저항식과 마찬가지로 대량생산에 문제가 되지 않는다. 그러나 출력과 광학장치 배열에 문제가 있다. 이외에도 불꽃 점화방식을 사용할 수도 있다. 고체로켓에는 점화하기가 힘들겠지만 액체로켓일 경우 충분하고 재사용도 가능하다. 하지만 전극 부식이라는 문제점 때문에 재사용 회수는 제한된다.

추력측정장치의 경우 마이크로로켓의 무게와 추력이 워낙 작기 때문에 직접적인 추력 측정은 힘들다. 따라서 값을 증폭하는 기구를 사용하거나 Micro PIV등을 사용하여 간접적으로 측정해야 한다.

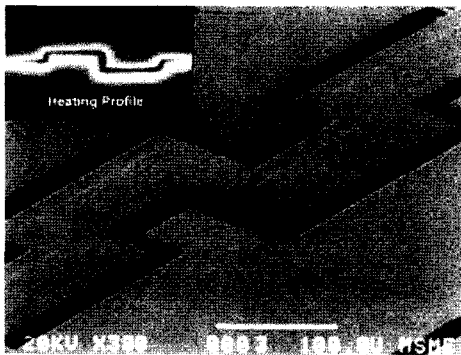


Fig. 2. Polysilicon igniter suspended on an LSN membrane. Inset: measured heating profile at 8V, 2.6 mA, Max temp = 182 °C

### 3. 현재까지 외국의 연구사례

#### 3.1 버클리대학의 Solid Propellant Rocket<sup>4</sup>

버클리대학에서는 시스템의 간편함을 들어 고체로켓을 선택하였다. 최초의 계획은 연소실, 점화장치, thermoelectric power converter를 모두 웨이퍼를 이용한 미소가공방법으로 만들려고 하였으나, 추진제가 모두 연소하지 않았다. 이 원인을 과도한 열손실로 보고 silicon 연소실은

alumina ceramic으로 만든 원통형 연소실로 대체하였다. 추력은 15 mN, specific impulse는 10~20초 이다. 크기는 길이 8.5 mm에 직경 5 mm 정도이다.

실리콘 노즐에는 폴리실리콘 점화장치와 thermal power conversion을 위해서 thermopile이 집적되어 있다. 저 스트레스 질소막에 의해서 지지되고 있는 폴리실리콘 히터가 만들어졌다. 이 점화장치로 HTPB(Hydroxyl-Terminated PolyButadiene)와 AP(Ammonium Perchlorate)로 이루어진 복합 추진제를 점화하기 위해서 0.2 W의 에너지가 필요하다. 점화장치는 단열을 위해서 뒷면에 DRIE(Deep Reactive Ion Etch)를 하여 공간상에 떠있는 상태가 된다. 그리고 이 방식을 이용해서 가운데 뚫은 구멍이 노즐의 역할을 하게 된다. Thermopile은 뜨거운 점점과 차가운 점점사이의 온도차에 비례해서 전압을 얻는 장치로 점화장치나 span backside DRIE thermal isolation cavity와 같은 공정으로 제작되었다. 실리콘 노즐 칩에 집적된 총 120개의 thermocouple junction은 몇 백도에 이르는 온도차에서 수백  $\mu$ W의 전력을 생산했다. 이 전력은 마이크로로켓의 비행 중 비행체의 회로나 로켓 제어면에 사용될 수 있다. Fig. 3은 이 로켓의 개념도를 나타내고 있다.

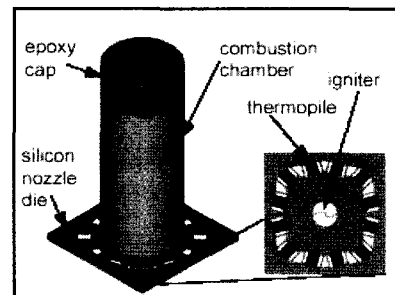


Fig. 3. Rocket assembly and nozzle die (UC Berkeley)

#### 3.2 MIT의 Micro Gas Turbine<sup>5</sup>

MIT에서는 Micro Gas Turbine과 Micro Bipropellant Rocket Engine을 개발하고 있다.

Fig. 4는 마이크로로켓으로 실리콘을 사용해

서 만들어지고, 터보펌프를 사용해서 액체연료로 연소실을 냉각시키면서 엔진에 공급한다.

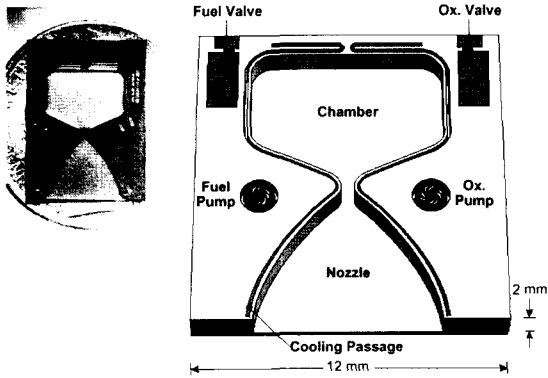


Fig. 4 Bipropellant rocket engine(MIT)

연료로는 액체산소/에탄올이 사용되며, 크기는 대략 길이 1.5 cm, 폭 1.2 cm, 두께 2.5 cm 정도이다. 추력은 약 3 lb 정도인데 이것은 무게 대 추력비가 10,000이 넘는 것이다. 이것은 현재 로켓의 무게 대 추력비가 100 정도인 것에 비해 현저히 높은 것이다.<sup>8</sup>

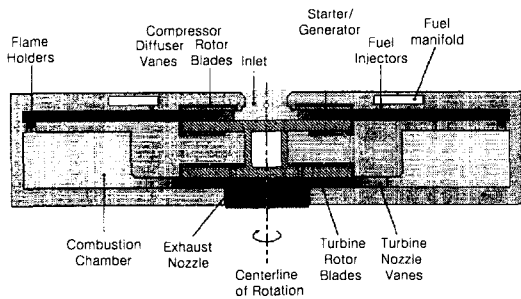


Fig. 5. Schematic of the baseline engine and combustor configuration(MIT)

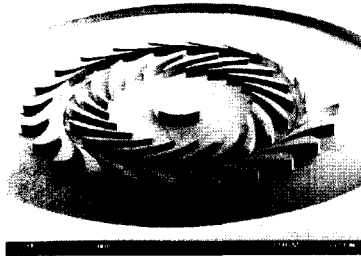
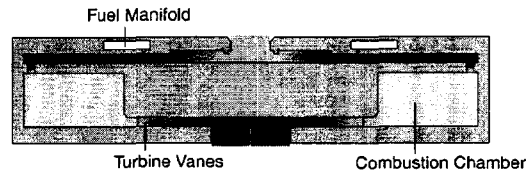


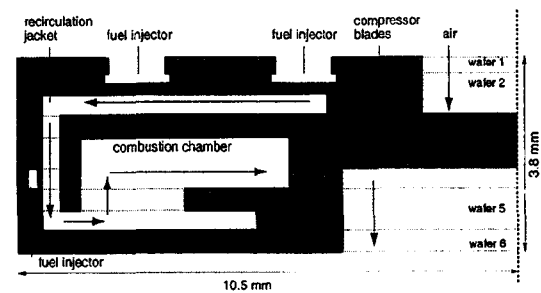
Fig. 6. 50 W micro gas turbine

Fig. 5는 1 cm보다 작고, 10-50 W 정도의 전

력을 생산할 수 있는 가스터빈엔진의 개념도이다. Fig. 6은 그 중 마이크로터빈으로 스테틱 베인과 터빈로터를 가지고 있다. 크기는 로터의 직경이 약 3 mm 정도이다. 그러나 아직까지는 사용되지 않았다. MIT의 가스터빈은 총 6장의 웨이퍼로 구성되어 있으며 크기는 2.1 cm × 2.1 cm × 0.38 cm 이며, 대부분이 DRIE로 가공되었다. 일련의 fuel plenum, pressure port, fuel injector, igniter, fluidic interconnect 와 compressor와 turbine static airfoil이 완성되었다. 여러 장의 웨이퍼로 이루어진 가스터빈엔진의 첫 번째 완전한 hot-flow path의 실행이다. 0.195 cm<sup>3</sup>의 연소실은 질량 유동의 양과 연료-공기비가 변함에도 안정한 수소화염을 유지했으며, 배기가스의 온도는 1600 K를 넘었다. 또 이번 실험은 첫 번째로 실리콘으로 이루어진 구조물에서 안정된 탄화수소의 micro combustion을 실행했다. 10시간에 걸친 수명실험에서 실리콘 기반의 연소장치의 생존성을 보여주었다.



(a)



(b)

Fig. 7. Schematics of (a) 3-stack and (b) static structure

Fig. 7(a)는 static compressor와 turbine static airfoil로 이루어진 간단한 구조이고 Fig. 7(b)는 열손실을 줄이기 위해서 반응기체를 냉각제로 사용하는 구조이며, 이 두 가지 구조에 따른 성

능의 차이는 Fig. 8에 나와 있다. 물론 서로 다른 연소실 부피를 가지고 있어 직접적인 비교는 의미가 없지만, Fig. 7(b)의 경우와 같이 연소실을 냉각할 때 연소실벽 온도는 낮아지고 터빈출구 온도는 높아져서 연소실의 효율을 증대시킬 수 있다.

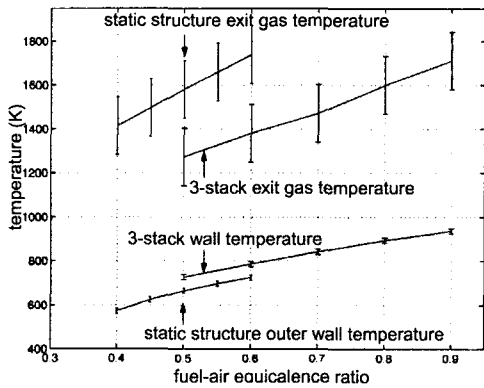


Fig. 8. Exit and wall temperature measurements

### 3.3 Cal Tech의 Micro Thrustor Array<sup>9</sup>

Cal Tech에서는 자세제어용 마이크로 추력기를 개발하였다. 고체로켓을 기초로 하였기 때문에 연소를 제어하는 것은 불가능하다. 따라서 지속적인 연소를 통해서 추력을 얻는 것이 아니라, 짧은 시간동안 연소하는 여러 개의 고체로켓을 배열해서 원하는 추력을 얻게 하였다. 4.5 mm × 6 mm의 크기에 15개의 추력기를 집적시켰으며, 추력은 Impulse가 10<sup>-4</sup> N-sec 정도이다.

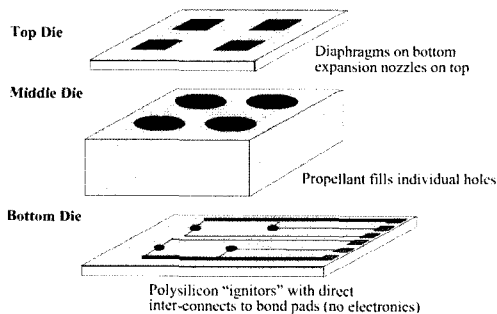


Fig. 9. Configuration of digital propulsion micro thruster chip (Caltech)

추력기는 Fig. 9와 같이 크게 세부분으로 나

누어진다. 일단 400 μm 두께의 윗쪽 실리콘 웨이퍼로 윗면과 아래면에 0.5 μm 두께의 저 응력 질화실리콘 코팅이 되어 있다. 이 웨이퍼에는 이방성 식각을 이용해서 확대노즐을 만들고 연소실의 압력을 적당한 수준까지 유지하게 할 판을 만든다. 그리고 중간 웨이퍼는 연료탱크로 1 mm의 두께로 단면은 여러 가지 모양으로 성형이 가능하다. 마지막으로 밑면 웨이퍼는 폴리실리콘 점화장치가 집적되어 있다. 점화장치는 저항식으로 전류를 흘려서 온도를 높혀 점화하는 방식이다.

이 방식의 장점은 기본적으로 고체로켓이므로 움직이는 부분이 없어서 구조가 간단하고, 특별히 약한 부분이 없는 배열이어서 많은 개수를 집적시키므로 여분이 많다는 것이다. 따라서 신뢰성이 더 높아진다. 또 마이크로 화학로켓의 문제점으로 지적되었던 열손실은 점화시를 제외하고는 연소시간이 짧고, 연소실 벽이 두꺼워서 큰 문제가 되지 않는다.

### 3.4 Resistojet<sup>10</sup>

Free Molecule Micro Resistojet(FMMR)은 나노위성의 궤도조정을 위한 MEMS로 가공된 전열추력장치이다. 전열추력장치는 전기적으로 추진체를 가열하는 추력기이다. resistojet은 전기적으로 가열된 고체표면을 추진체 흐름이 지나가면서 가열된다. 높은 압력에서는 일부는 뜨거운 표면과 직접적으로 부딪쳐서 가열되고 나머지는 분자간의 충돌로 가열된다. 그러나 FMMR은 낮은 압력에서 동작하기 때문에 표면과의 충돌을 통해서만 가열된다. 왜냐하면 분자간의 충돌은 미미하기 때문이다.

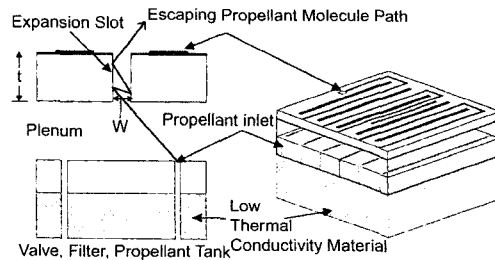


Fig. 10. Schematic of a FMMR geometry

Fig. 10에서 볼 수 있듯이 추진제 가스는 추진제탱크에서 MEMS 밸브와 필터를 지나서 정체실로 들어간다. 정체실은 분자의 평균 자유 거리가 확장 슬롯의 폭과 같은 수준이 되는 낮은 압력(50 - 500 Pa)을 유지한다. 이 가스는 높은 온도로 유지되는 확장 슬롯 벽과 부딪쳐서 에너지를 얻게 되므로, FMMR 작동과 성능은 가열된 확장 슬롯 표면과 분자와의 충돌에 의한 에너지 전달에 의해 결정된다.

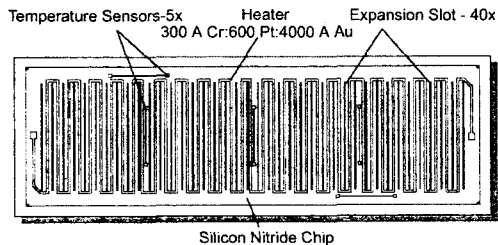


Fig. 11. FMMR thrust chip design

Fig. 11은 가열부분의 설계를 나타낸 것으로, 얇은 필름 히터가 실리콘 확장 슬롯 구조물(13 mm × 42 mm × 400 μm)에 증착되어 있다. 각각의 장치에는 길이 1 mm, 폭 100 μm의 확장 슬롯이 40 개씩 있다. 또 길이 5 mm, 폭 75 μm의 온도센서가 칩의 표면온도를 측정하기 위해서 집적되어 있다.

#### 4. 성공적인 개발을 위한 제언

첫째, 가공방법, 그리고 시편의 크기에 따른 정확한 물리적 성질이 조사되어야 한다. 크기가 작아지면 재료의 물리적인 성질이 좋아진다고 알려져 있다. 그러나 이것은 생성방법이 동일하다는 가정에서이다. 미소가공에서의 주된 재료는 앞에서 언급한 것과 같이 실리콘 웨이퍼이다. 이 웨이퍼는 실리콘을 결정화시킨 것이므로 이 결정이 표면에 대해서 어떠한 방향으로 정렬되어 있느냐에 따라서 성질이 달라진다. 또 표면에 금속재료를 사용하기 위해서는 쓰는 진공 중

착의 경우 나온 결과물은 웨이퍼와 평행한 방향과 수직인 방향의 성질이 다르다.

둘째, 가능하면 움직이는 부분이 없거나 가능하면 움직이지 않는 것이 좋다. MIT에서 연구 중인 마이크로액체로켓에는 회전식 펌프가 사용된다. 그러나 앞에서 언급한 바와 같이 높은 무게 대 추력비는 높은 연료 소모율에서 나온다는 것을 알 수 있다. 결국 회전속도는 상당히 빨라야 하며 마찰에 의한 마모가 문제가 될 수 있다. 물론 가스터빈에 쓰인 저널 베어링이 쓰일 것으로 예상되지만 크기가 작고 속도가 빨라서 점성력 또한 상당한 크기이며, 베어링에 계속해서 압력을 걸어주어야 하는 것은 피할 수 없다. 단순히 현재 로켓의 경우 터보 펌프를 사용할 경우 성능이 좋다고 해서 마이크로로켓에서도 그럴 것이라는 단순한 추측은 맞지 않을 수 있다.

셋째, 열손실을 차단할 간단한 방법을 찾아야 한다. 버클리에서는 연소실 벽으로 손실되는 열을 막지 못해서 연소실 재질을 바꾸었으며, MIT의 경우 열을 이용하기 위해서 연소실을 냉각하는 방법을 택했다. 하지만 이로 인해서 웨이퍼가 2장 증가하는 결과가 초래되었다. 또 MIT의 마이크로로켓을 보면 평면에 로켓 모양의 단면이 있고 그 주위를 연료와 산화제가 돌면서 냉각하는 구조로 되어 있다. 그러나 주요면적은 높이가 아니라 평면이며 따라서 많은 수의 웨이퍼를 쌓지 않거나 연소실 벽이 두껍지 않다면 평면 방향으로 냉각을 시켜주어야 하며 이것은 최소한 2장의 웨이퍼를 추가해야 한다. 현재는 냉각을 시키기 위해서 웨이퍼를 추가할 수밖에 없다. 이것은 공정을 복잡하게 만든다. 단순히 열저항을 늘리는 것은 두께가 워낙 얇기 때문에 그리 큰 효과를 발휘하지 않는다고 판단된다. 하지만 두께가 일정이상 된다면 열저항을 늘리는 간편한 방법도 존재한다.

마지막으로, 기존 이론의 적합성을 따져야 한다. 반도체를 가공할 때 그 결과를 예측하기 힘들게 하는 이유 중 하나는 크기가 작기 때문에 전에는 무시할 수 있었던 요소가 반도체 가공에

영향을 주기 때문이다. 따라서 각각의 범위에서 주된 요인은 있어도 전체적으로 주된 영향을 주는 요인이 없어서, 상당히 복잡한 결과가 나오게 된다. 연소에서도 같은 현상이 발생하는지 알아 보아야 한다. 만약 크기의 감소에 의한 영향이 미미하다면 기존의 이론을 적용하여 설계를 할 수 있겠지만 그렇지 않다면 실험을 통하여 새로운 이론을 만들어야 할 것이다.

### 5. 참고문헌

1. R. Bayt and K. Breuer, "Systems Design and Performance of Hot and Cold Supersonic Microjets," AIAA Paper 2001-0721.
2. S.W Janson, H. Helvajian and W.W Hansen, "Batch-Fabricated CW Micro thrusters for Kilogra-class Spacecraft", AIAA Paper 99-2722.
3. A. Mehra, A.A. Ayon, I.A. Waitz and M.A. Schmidt, "Microfabrication of HighTemperature Silicon Devices Using Wafer Bonding and Deep Reactive Ion Etching," IEEE/ASME J. Micro Electro Mechanical System, Vol. 8, 1999.
4. D. Teasdale, "Solid Propellant micro-rockets," M.S. dissertation, University of California at Berkeley, 2000.
5. A. Mehra, X. Zhang, A.A. Ayon et al., "A Six-Wafer Combustion System for a Silicon Micro Gas Turbine Engine," IEEE J. Micro Electro Mechanical System, Vol. 9, No. 4, 2000.
6. J. Tew, J.V.D Driessche, F.M. Lutfy and E.P. Muntz, "A Thrust Stand Desined for performance measurements of the Free Molecule Micro resistojet," AIAA Paper 2000-3673.
7. M. Young and E.P. Muntz, "Unique hallow Cathode as a Code Validation Experiment and Candidate Non-magnetic ion Micro-thruster," AIAA Paper 99-2854.
8. A.H. Epstein, S.D. Senturia, O. Al-Midani et al, "Micro-heat engines, gas turbines, and rocket rngines," The 28th AIAA Fluid Dyn. Conf. 4th AIAA Shear Flow Contr. Conf., 1997.
9. D.H. Lewis, S.W. Janson, R. B. Cohen and E. K. Antonsson, "Digital MicroPropulsion," The 12th IEEE International Micro Electro Mechanical Systems Conf., Vol 80, No. 2, Jan. 1999.
10. A.D. Ketsdever, "Fabrication and Testing of the Free Molecule Micro-Resistojet: Initial Results," AIAA Paper 2000-3672.