

마이크로 파워 시스템의 개발

방정환* · 김세준* · 전병선* · 민홍석** · 민경덕*** · 송성진*** · 주영창****

Development of Micro Power System

Jung-Hwan Bang*, Sejun Kim*, Byung-Sun Jeon*, Hong-Seok Min**,
Kyoungdoug Min***, Seung-Jin Song***, Young-Chang Joo****

Key Words : MEMS(초소형기전시스템), Micro power system(초소형동력시스템), DRIE(고종횡비반응성이 온식각), SDB(실리콘직접접합)

ABSTRACT

This paper reports on the development of micro power system component under way at Seoul National University. The need of micro power system is explained and components of micro power system are described. The developments of hydrogen-air micro combustor, micro igniter based poly-silicon heater and micro thruster are described. To manufacture 3-D micro structure the process that manufactures high aspect ratio structures has been developed and optimized. Design, fabrication, and experiment processes are introduced and technical challenges in each phase are described.

1. 서론

MEMS(micro electro mechanical system) 기술이란 기존의 반도체 가공기술을 이용하여 저가이며 구조체의 단위가 수 μm 내외의 시스템을 만드는 기술을 의미하며 많은 분야에서 연구가 진행되고 있다. 본 연구진은 이러한 MEMS 기술을 이용하여 배터리를 대체할 수 있는 초소형 가스터빈과 초소형 추력기 등을 포함하는 마이크로 파워 시스템을 개발하였다. 초소형 가스터빈은 연료와 공기의 혼합기를 형성하여 연소하는 초소형 연소기(micro combustor), 연소실 내부에서의 자체적인 점화를 위한 초소형 점화기(micro igniter), 연소가스를 기계적인 에너지로 변환하는 초소형 터빈(micro turbine)으로 구성되어 있다. 본 논문에서는 초

소형 연소기, 초소형 점화기, 초소형 추력기에 대한 설계와 제작 및 실험 결과 등을 제시한다. MIT Gas Turbine Laboratory와 Microsystems Technology Laboratory에서는 연소실 내부 부피가 1mm³보다 작으며 10~50W의 파워를 내는 마이크로 가스터빈에 대한 연구를 진행하고 있으며 많은 결과를 발표하였다.^(1,2,3) 또한 최근의 연구 결과에서는 터빈 시스템을 제작하여 1,000,000rpm 이상의 실험 결과를 발표한 바 있다.⁽⁴⁾ 또한 15N의 추력을 내는 초소형 추력기에 대한 연구도 진행 중이다.

마이크로 파워 시스템은 제작에 있어 MEMS기술로 대표되는 초정밀 마이크로 가공기술을 필요로 하며 운전이 고온·고압의 극한 조건에서 일어나므로 심각한 재료적인 문제가 있다. 또한 크기가 수 μm 내외의 소형 구조체이므로 기존의 상용 파워 시스템의 기술과는 많은 차이를 보인다. 따라서 이에 대한 새로운 설계 개념과 제작 기술이 필요하다.

* 서울대학교 기계항공공학부 대학원

** 서울대학교 재료공학부 대학원

*** 서울대학교 기계항공공학부

**** 서울대학교 재료공학부

E-mail : kadmin@snu.ac.kr

본 연구를 통해 제시하는 초소형 연소기는 4장의 실리콘 기판(silicon wafer)을 적층한 구조이며 그 크기는 15 mm × 15 mm × 1.8 mm이다. 기존의 연소기에 비해 크기가 매우 작기 때문에 연료와 공기의 혼합과 화염 유지를 위한 기술과 3차원 형상을 만들 수 있는 고종횡비 반응성 이온 식각 (DRIE: deep reactive ion etching) 기술, 여러 장의 기판을 적층하여 접합하는 실리콘 직접 접합 (SDB: silicon direct bonding) 기술을 필요로 한다.

초소형 연소기의 시동시 연소실 내부에서 점화하기 위한 장치인 초소형 점화기에 대한 연구가 진행 중이다. 이와 같은 장치는 소량의 에너지로부터 연료와 공기의 혼합기를 점화할 수 있어야 하며 연소기 내부에 위치해야 한다. 또한 연소기 내부의 높은 온도를 견딜 수 있어야 하며 외부의 전력원으로부터 에너지를 공급받기 때문에 외부와의 연결 전극이 필요하다.⁽³⁾ 본 연구에서 제시하는 초소형 점화기는 기본 재료인 실리콘 기판 위에 부착된 점화기로서 필름형태의 다결정실리콘(poly-silicon)을 저항체로 하여 전기 에너지를 가해 열을 발생시키는 히터방식의 점화기이다. 다결정실리콘 저항체의 크기는 두께가 약 5 μ m이며 너비는 약 10~20 μ m이다.

초정밀 가공기술을 응용하여 짧은 시간에 작은 추력을 낼 수 있는 초소형 추력기도 연구 중이다.⁽⁵⁾ 이는 군사적인 목적에 이용되는 초소형 비행체(MAV: micro air vehicle)의 동력원이나 무게가 약 1 kg 정도인 나노 위성(nano satellite)의 위치제어에 쓰일 수 있다. 나노 위성의 경우 중량을 줄이기 위해 기존의 추력기를 장착하지 않기 때문에 고도가 감소하면 결국 폐기할 수 밖에 없으나 초소형 추력기를 이용하여 고도를 조정함으로써 수명을 더 늘릴 수 있을 것으로 기대한다.⁽⁶⁾ 본 연구에서 제시하는 초소형 추력기는 4장의 실리콘 기판을 접합한 구조이며 크기는 12 mm × 22 mm × 2 mm이다.

2. Micro combustor

초소형 연소기(Micro combustor)의 역할은 기존의 상용 가스 터빈의 연소기와 비슷하게 압력의 손실을 최소화하며 화학에너지를 열 또는 동력 에너지로 바꾸는 것이다. 따라서 연소기는 연료와 공기의 유입, 혼합, 점화, 안정적인 연소 등의 작용을 할 수 있어야 한다. 연소기를 설계할 때에는 재료적인 스트레스가 적으며 전체적인 시스템에 적합한 크기와 모양을 갖게 해야

한다.⁽²⁾

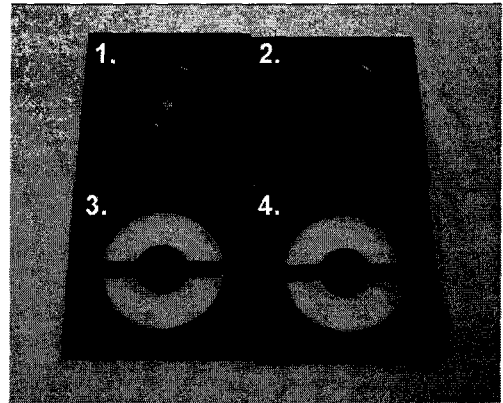


Fig. 1 Combustor wafers

Fig. 1는 초소형 연소기의 개략도이다. 기판 1에는 연료 및 공기 포트와 지름 30 μ m인 72개의 연료인젝터가 있다. 기판 2에서 연료와 공기는 혼합되며 지름 330 μ m인 혼합기 인젝터를 통해 기판 3과 기판 4가 두 장 겹쳐진 연소실 내부로 유입된다. 정확한 설계를 위해 유동해석을 한 결과가 Fig. 2에 나타나있다.

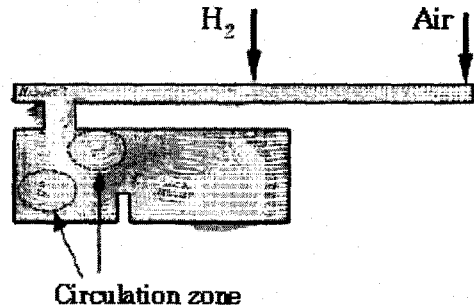


Fig. 2 CFD analysis

초소형 연소기를 설계하는 데 있어 두 가지의 어려운 문제점이 있다. 첫째, 연소실의 부피가 작기 때문에 연소기 내부에서 유동의 잔류 시간(flow residence time)이 제한되어 연소를 위한 시간 확보가 어렵다는 것이다. 화학 반응 시간(chemical reaction time)은 이러한 장치의 크기에 독립적인 수치이기 때문이다. 이 문제를 해결하기 위해서는 연소실의 크기를 증가시키고 유동속도를 감소해야 한다. Fig. 2에 나타난 두 곳의 유동 순환(flow circulation)이 유동 잔류 시간을 증가할 수 있다. 둘째, 부피 당 표면적비가 크고 실리콘의 열전도도가 높기 때문에 열손실이 상용 연소기에

비해 많다. 그러나 연료의 에너지 밀도가 크기 때문에 열손실을 보완할 수 있다.

패키지의 재료는 알루미늄이며 Fig. 7과 같이 상부 패키지가 기관층을 감싸게 된다. Fig. 8은 하부패키지이며 온도측정을 위한 열전대와 점화기, 화염유무 측정을 위한 이온프로브가 장착되어 있다. Fig. 9는 실험 장치의 개략도이다. Fig. 10은 실리콘 기판 내에서 연소하는 순간을 나타낸 것으로 화염이 초소형 연소기 내부에서 안정적으로 연소하는 것을 알 수 있다.

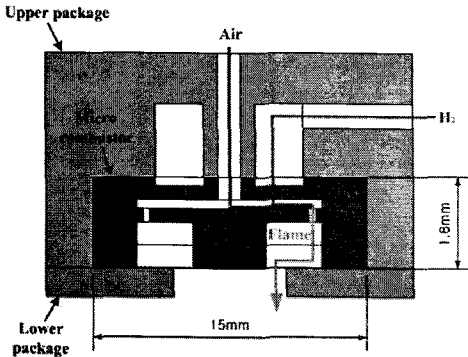


Fig. 3 Schematic of micro combustor and packages

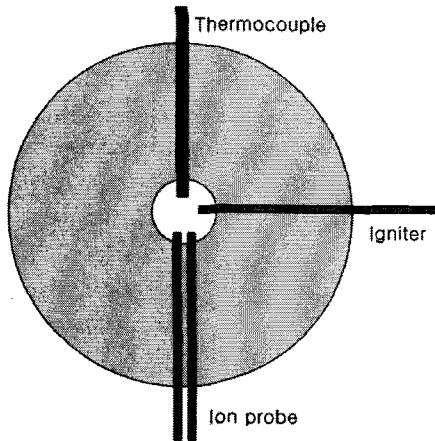


Fig. 4 Schematic of lower package

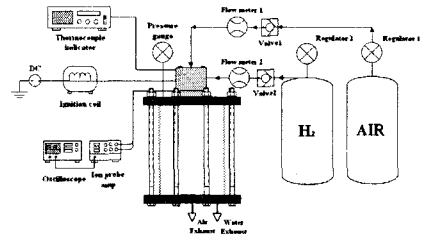


Fig. 5 Experimental setup

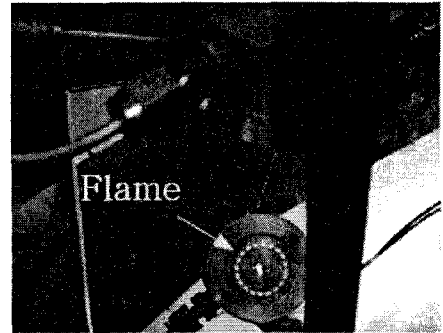


Fig. 6 Flame in the water stack

3. Micro Igniter

초소형 연소기와 초소형 추력기의 내부에서 점화를 하기 위해 초소형 점화기(micro igniter)를 제작하였다. 수소-공기의 혼합기의 경우 점화를 위해 약 600℃, 탄화수소-공기의 혼합기의 경우 약 200℃의 온도가 필요하므로 최소의 전력을 소비하면서 연료에 따라 원하는 온도까지 올릴 수 있도록 열을 공급하는 점화기 구조가 필요하다. 또한 연소실의 온도는 벽면에서 1000℃가 넘기 때문에 다음 시동시 사용 가능하기 위해서도 점화기는 고온에 강한 재료를 사용해야 한다.⁽³⁾

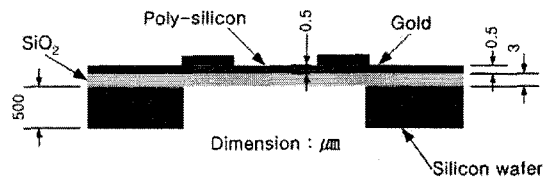


Fig. 7 Schematic of the micro igniter

Fig. 7은 초소형 점화기의 개념도이다. 실리콘 기판 위에 절연체 역할을 하는 실리콘산화물(silicon oxide)을 3µm 증착하고 그 위에 전기가 통하도록 doping 처리

를 한 다결정실리콘을 $0.5\mu\text{m}$ 증착한다. 사진공정과 식각공정을 통해 다결정 실리콘 저항체를 패터닝한 후 뒷면을DRIE 공정을 이용하여 저항체가 있는 부분의 뒷면을 식각한다. 이는 저항체에서 나오는 열이 실리콘 기판을 통한 열손실을 막기 위함이다. 다시 앞면에 금 전극을 패터닝하여 완성한다. 저항체 모양에 따른 변화를 살펴보기 위하여 6가지의 각기 다른 다결정 실리콘 저항체를 설계하였다. 가로는 $400\mu\text{m}$ 이며 세로는 모양에 따라 $140\sim 300\mu\text{m}$ 이다. Fig. 8은 6가지 모양의 다결정 실리콘 저항체를 보여주고 있으며 Fig. 9는 완성된 점화기이다.

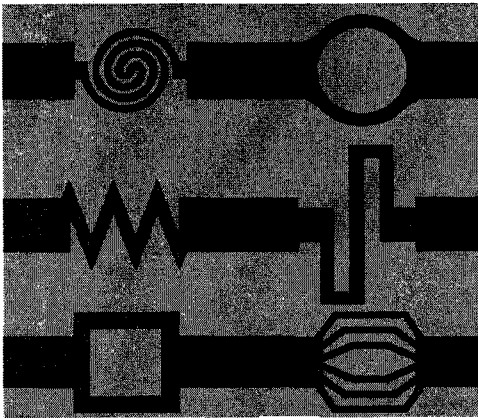


Fig. 8 6types of poly-silicon resistor

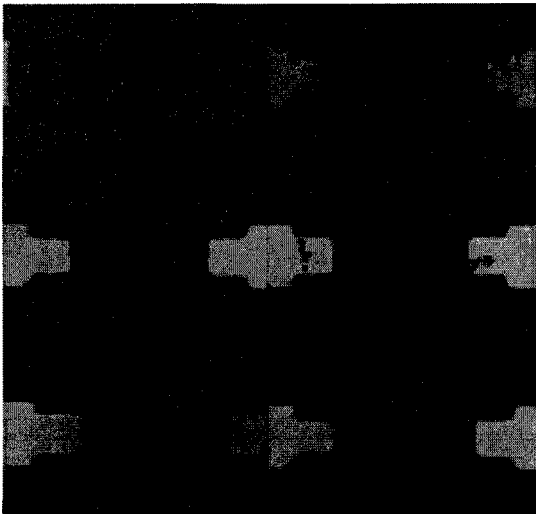


Fig. 9 Complete micro igniters

4. Micro thruster

MAV의 동력원이나 나노 위성의 위치제어에 쓰일 수 있는 초소형 추력기(micro thruster)에 대한 연구가 진행되고 있다.^(5,6) 노즐 내에서의 압력이 약 125atm , 온도는 약 1700°C 정도의 고온·고압 조건에서 운전하기 때문에 정밀 가공 기술과 열손실을 줄이기 위한 절연 시스템이 필요하다.⁽⁸⁾

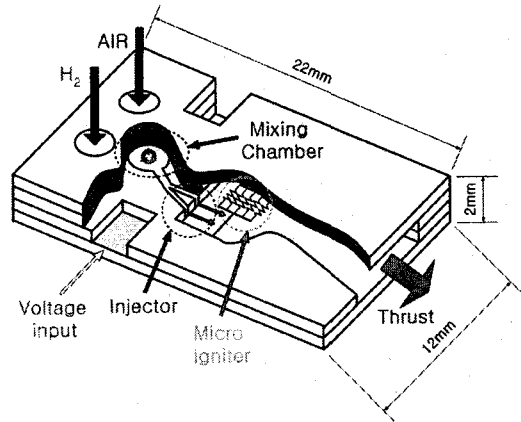


Fig. 10 Schematic of micro thruster

Fig. 10은 초소형 추력기의 개략도이다. 이는 4장의 실리콘 기판을 적층하여 만들어진 구조이다. 첫 번째 장에는 공기와 연료가 유입되는 포트, 두 번째 장과 세 번째 장에 추력을 위한 노즐이 설계하였다. 노즐 주위에 공기가 들어갈 수 있는 통로(air jacket)를 만들어 열손실을 줄이는 절연 시스템을 설계하였다. 세 번째 장에는 공기와 연료가 유입되어 서로 섞이는 혼합실과 연소실로 혼합기를 보내주는 인젝터와 혼합기 포트를 설계하였다. 네 번째 장에는 혼합기를 연소실 내부에서 점화하기 위해 초소형 점화기를 설계하였다. Fig. 11은 제작된 초소형 추력기이다.

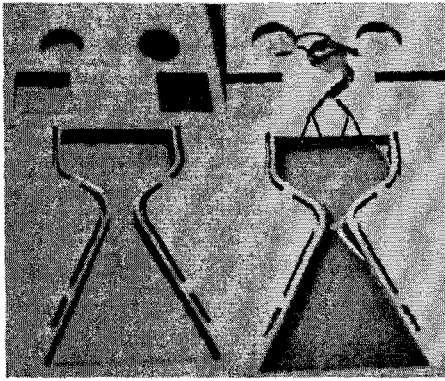


Fig. 11 Micro thruster : 2nd & 3rd stacks

6. 결론

마이크로 파워 시스템을 제작하기 위해 고종횡비 반응성 이온 식각 기술과 실리콘 직접 접합 기술을 최적화하였고 공정에 응용하였다. 또한 초소형 연소기를 설계·제작하여 실험을 통해 연소실 내에서 수소와 공기의 화염이 안정하게 유지할 수 있음을 확인하였으며 초소형 점화기, 초소형 추력기를 설계하였고 제작할 수 있었다.

참고문헌

- (1) A. H. Epstein, 1997, "Micro-heat engines, gas turbines, and rocket engines," AIAA
- (2) Waitz, I., 1998, "Combustors for Micro Gas Turbine Engines," Journal of Fluids Engineering, ASME
- (3) Mehra, A., 2000, "Development of a High Power Density Combustion system for a Silicon Micro Gas Turbine Engine," Ph. D., MIT
- (4) F. F. Ehrich, et al., 2001, "Development of High Speed Gas Bearings for High-Power-Density Micro-Devices," ASME Turbo Expo 2001, 2001-GT-0478
- (5) O. M. Al-Midami, 1998, "Preliminary design of a liquid bipropellant micro fabricated rocket engine," Master, MIT
- (6) Lewis, D. Jr., 1999, "Digital Micro Propulsion," 12th IEEE International micro electro mechanical systems conference (MEMS '99)
- (7) 특허출원 제2002-18215호
- (8) Hong-seok Min, 2002, "3차원 MEMS 소자 제작을 위한 기관 직접 접합법의 최적화 연구," 석사학위논문, 서울대학교
- (9) A. P. London, et al., 2001, "Micro fabrication of a high pressure bipropellant rocket engine," Sensors and Actuators A 92, pp. 351-357
- (10) C. M. Spadaccini, et al., 2002, "Development of a Catalytic Silicon Micro-Combustor for Hydrocarbon-Fueled Power MEMS," IEEE
- (11) A. Mehra, 1999, "Micro fabrication of high-temperature silicon devices using wafer bonding and deep reactive ion etching," IEEE
- (12) A. A. Ayon, 1999, "Characterization of a time multiplexed inductively coupled plasma etcher, Journal of the electrochemical society," 146(1) pp. 339~349