한국추진공학회 2003년도 춘계학술대회 논문집 pp.147~150 KSPE Spring Annual Meeting 2003

마이크로 고체 추진제 추력기의 요소 개발

이종광* · 이대훈** · 권세진*

Development of Components in Micro Solid Propellant Thruster.

Jongkwang Lee* · Dae Hoon Lee** · Sejin kwon*

ABSTRACT

The purpose of this research was to develope components of micro solid propellant thruster. Micro solid propellant thruster had four basic components: combustion chamber, nozzle, solid propellant and micro heater for ignition. A performance of micro heater and characteristic of solid propellant was investigated. Micro heater was fabricated by conventional MEMS process and Platinum layer was used for heating element. Effect of geometry parameters on micro heater was tested. The temperature responses of heater with respect to each parameters was compared for a given electrical power. The characteristic of solid propellant(HTPB/AP) was investigated to obtain burning velocity in small chamber. Additionally, a capacity of filling propellant with high viscosity in small chamber was checked to guarantee for the micro fabrication.

Key Word : Micro thruster (마이크로 추력기), Micro igniter (마이크로 점화기), Solid Propellant (고체 추진제)

1. 서 론

반도체 제작 기술을 이용한 다양한 MEMS (Micro Electro Mechanical System)기술의 발달로 인하여 지난 20년간 마이크로 시스템 기술은 많은 발전을 해오고 있다. MEMS 기술은 다양한 분야에서 응용이 되고 있으며, 이러한 시도들이 위성 제작에서도 이루어지고 있다. 특히 NASA의 우주 관련기술 개발의 방향이 Faster, Better, Cheaper의 3가지로 집약되면서 저비용, 고효율을 가지면 높은 안정성을 보장하는 MEMS 기술의 응용이 우주 관련 산업에서도 활발히 이루어지고 있다. 실제 수십cm에서 수cm에 이르는 작은 위성체 제작의 시도가 시작되었으며, 이런 위성체의 부품인 마이크로 통신 장치, 냉각 장치, 검사 모듈과 마이크로 추진 장치 등의 연구

* KAIST 항공우주공학 전공
** KAIST 정보전자 연구소

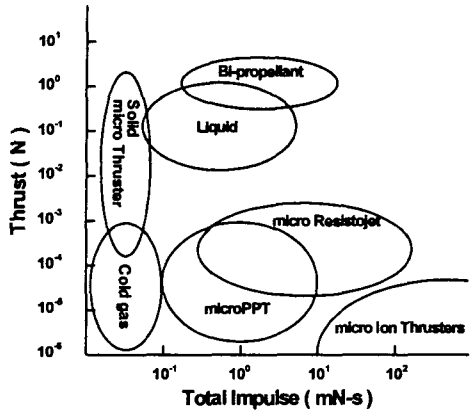

Fig.1 Chart of operating range for micro thruster concepts

가 활발히 진행 중이다.[1] 이들 중 마이크로 추진 장치는 초소형 위성체에 있어서 기본적이고 핵심적인 중요한 요소이다. 현재 연구가 이루어지고 있는 마이크로 추력기의 종류들을 살펴보면 전기적 추력 장치로는 마이크로 레지스토 젯(micro resistojet), 마이크로 이온 추력기(micro ion thruster), 마이크로 펄스드 플라즈마 추력기(micro PPT)등이 있고, 화학적 추력기로는 마이크로 콜드 가스 추력기(micro CGT), 마이크로 고체 추진제 추력기(solid propellant thruster)와 단일 추진제 혹은 이중 추진제 추력기(monopropellant or biporpellant thruster)등이 있다. 이들 추력기들의 작동 범위는 Fig.1에 보여주고 있다.[2]

이 중 마이크로 고체 추진제 추력기는 상대적으로 단순한 구조를 가지고 있어서 제작이 용이하고, 높은 추력을 가지는 장점이 있다. 본 연구에서는 고체 추진제 추력기의 이러한 장점들로 인하여 마이크로 고체 추진제 추력기의 연구를 진행하고 있다.

마이크로 고체 추진제 추력기의 요소들을 살펴보면 노즐, 추진제 점화를 위한 점화장치, 연소실 그리고 고체 추진제가 있다.

본 연구는 마이크로 고체 추진제 추력기의 개발에 앞서 추력기의 요소 중 마이크로 점화 장치와 고체 추진제 특성에 관한 연구를 선행하여 수행하였다.

2. 마이크로 고체 추력기의 요소 실험

2.1 마이크로 점화 장치의 제작 및 성능 평가

점화장치는 줄의 법칙에 의해 에너지를 발생시키는 마이크로 히터의 원리를 이용하기로 하였다. 줄의 법칙으로 발생되는 열에너지 H는 식(1)과 같다

$$H = I^{2\times} R^{\times} t \quad [J] \tag{1}$$

R(Ω)은 도체의 저항이고, I(A)는 전류 그리고 t(s)는 시간을 의미한다.

2.1.1 설계 및 제작

물질의 저항은 물질의 비저항(ρ)와 형상(L/A)에 의해서 결정이 된다. 즉 마이크로 히터의 설계 변수는 물질의 물성과 히터의 형상이다. 본 연구에서는 히터의 재료로 백금을 사용하였다. 이는 백금이 온도의 변화에 있어서 높은 안정성을 가지고 있고[3], 제작이 Poly-Si멤브레인의 제작보다 간단하며, 온도의 변화를 저항의 변화로 측정할 수 있기 때문이다. 두 번째 설계 변수인 형상에 대해서는 Fig.2에 제시되어있다.

마이크로 히터의 제작은 기존의 금속박막 증착 및 박리(liff off) 공정을 통하여 제작하였으며 전체적인 공정은 Fig.3에 나와 있다. 백금 층의 두께를 0.1μm로 제작한 마이크로 히터는 Fig.4에 있다.

2.2.2 측정 및 성능 평가

실험 방법으로는 일반적으로 마이크로 히터에서 사용되고 있는 방법으로 히터의 온도와 저항과의 관계를 측정하고, 히터의 인가 전력과 히터의 저항 변화를 측정한 후 이 관계를 이용하여 히터의 인가 전력과 히터의 저항간의 관계를 구하였다.[4] 식(2)는 히터의 온도와 저항간의 관

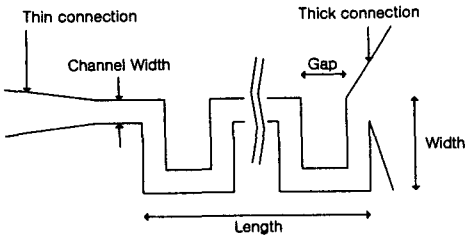

Fig.2 Geometric parameters

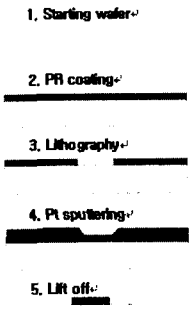

Fig.3 Schematic of Fabrication process

Fig.4 Fabricated micro heater

계를 보여주는 식이며 식(3)은 히터의 인가 전력과 히터의 저항과의 관계를 나타내는 식이다. 식(4)는 위 두 식을 이용하여 만든 인가 전력과 발열 온도와의 관계를 보여 주는 식이다.[5]

$$R_T = R_o \times (1 + TCR_{@T_o} \times T) \quad (2)$$

$$R_T = R_o \times (1 + PCR_{@T_o} \times T) \quad (3)$$

$$T = \frac{PCR_{@T_o}}{TCR_{@T_o}} \times P \quad (4)$$

식(5)는 마이크로 히터의 성능을 비교 할 수 있는 새로운 계수 PCT(Power Coefficient of Resistance)를 정의한 식이다.

Channel gap	Channel width	Heater width	Heater width	Inlet geometry
40	40	400	400*1000	thick

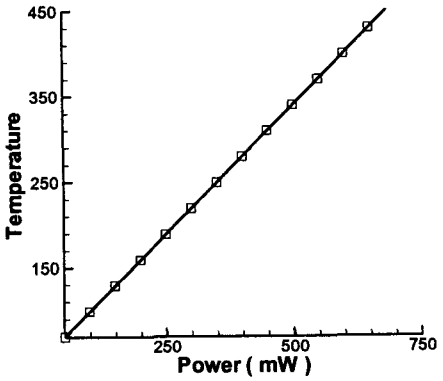

Table 2 Geometric design parameter

Fig.5 Power vs R/R_o

$$PCT = \frac{PCR_{@P_o}}{TCR_{@T_o}} \quad (5)$$

실험을 통하여 온도와 저항간의 관계를 구한 후 TCR를 구하고, 인가 전력과 저항간의 관계를 통하여 PCR를 구하였다. 이렇게 구한 TCR과 PCR을 이용하여 마이크로 히터의 성능 평가 변수인 PCT를 구하였다. Fig.5은 Table.1에 제시되어 있는 형상에 대한 PCT의 결과이다.

2.2 추진제 특성

2.1.1 추진제 충전

적층형 마이크로 로켓의 제작 시 웨이퍼를 접합 공정에서 고온의 환경을 거쳐야 하기 때문에 추진제는 추력기가 완성된 후 충전해야 한다.

유동성이 있는 추진제라 하더라도 추진제 자체의 높은 점성으로 인하여 추진제를 mm스케일의 작은 공간에 충전하는 것은 어려움이 많다. 이러한 점을 고려하여 다양한 크기의 작은 공간을 제작하고, 추진제의 충전 가능성을 테스트 해 보았다. Fig.6은 충전된 추진제를 보여 주고 있

다.

2.3 추진제의 특성 실험

마이크로 추력기의 연소실의 설계에 있어 연소실에 충전될 추진제는 중요한 설계 요소이다. 이를 위해 사용하게 될 추진제의 특성인 연소속도를 실험을 통하여 알아보았다. Table.2는 실험의 결과이다. 길이가 10mm일 경우와 5mm의 경우 연소 속도가 큰 차이를 보이는 이유는 작은 스케일에서의 연소 특성과 관련이 있는 것으로 판단된다.

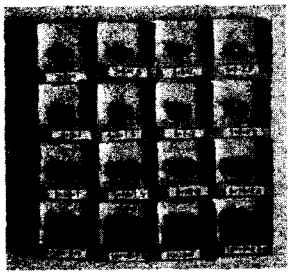

Fig.6 Test filling propellant with high viscosity in small chamber

Table.2 Characteristic of propellant

Size(mm)	10X5X2.5	10X5X2	10X5X1.5	5X5X2
r_b (mm/sec)	1.087	1.282	1.179	3.099

3. 결 론

마이크로 고체 추진제 추력기 개발에 앞서 마이크로 추력기의 요소인 마이크로 점화기와 추진제의 특성에 관하여 다음과 같은 연구를 하였다.

고체 추진제의 점화 온도를 얻기 위해 마이크로 점화기의 형상 변화에 따른 성능 평가를 하여 본 연구에서 필요로 하는 데이터를 획득하였다. 높은 점성을 지닌 추진제의 충전 가능성을 확인하였고, 추력기의 제작에 앞서 추진제의 성능을 평가하였다. 실험의 결과로 작은 스케일에서의 추진제 연소 특성에 관한 연구가 추가로 진행될 것이다.

후 기

본 연구는 한국과학기술 기획 평가원 핵심우주기술 개발 사업의 연구 지원으로 수행되었으며 (M1-0138-00-0007) 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. Stephen Cass, 2001, "MEMS in Space", *IEEE Spectrum July issue*, pp. 56~61
2. C.Rossi, 2002, "Micropropulsion for space A Survey of MEMS-based Micro Thruster and their Solid Propellant Technology", Sensors Updates, Vol 10, pp257~292
3. M. Baroncini, P. Placidi, A. Scorzoni, G.C. Cardinali, L. Dori and S. Nicoletti, 2001 , "Characterization of an Embedded Micro-Heater for Gas Sensors Applications", *IEEE VLSI Technology, Systems and application*, pp.164~167
4. Carole Rossi, Daniel Esteve, Corinne Mingues, 1999, "*Pyrotechnic actuators: a new generation of Si integrated actuator*", Sensors and Actuators A: Physical , Vol.74, pp. 211~215
5. Gregory T.A. Kovacs, 1998, *Micromachined transducers sourcebook*, McGraw-Hill, Columbus, pp.549~565