

마이크로 고체 추진제 추력기 요소의 성능 평가

이종광[†] · 이대훈* · 권세진**

Performance Evaluation of Components of Micro Solid Propellant Thruster

Jongkwang Lee, Dae Hoon Lee and Sejin Kwon

Key Words : Micro solid propellant thruster(마이크로 고체 추진제 추력기)

Abstract

Microsystem technology has been applied to space technology and became one of the enabling technology by which low cost and high efficiency are achievable. Micro propulsion system is a key technology in the miniature satellite because micro satellite requires very small and precise thrust force for maneuvering and attitude control. In this paper research on micro solid propellant thruster is reported. Micro solid propellant thruster has four basic components; micro combustion chamber, micro nozzle, solid propellant and micro igniter. In this research igniter, solid propellant and combustion chamber are focused. Micro igniter was fabricated through typical micromachining and evaluated. The characteristic of solid propellant was investigated to observe burning characteristic and to obtain burning velocity. Change of thrust force and the amount of energy loss following scale down at micro combustion chamber were estimated by numerical simulation based on empirical data and through the calculation normalized specific impulses were compared to figure out the efficiency of combustion chamber.

기호설명

TCR	: 온도 저항 계수
PCR	: 인가 전력 저항 계수
P	: 인가 전력
R	: 저항
T	: 온도
t	: 시간
m	: 질량
K	: 추진제 연소 면적대 노즐 목의 비
\dot{m}	: 질량 유량
ρ	: 밀도
V	: 속도
r_b	: 연소 속도

h : 엔탈피

하첨자

t	: 노즐 목
e	: 노즐 출구
p	: 추진제
o	: 기준 값

1. 서론

반도체 제작 기술을 이용한 구조체의 제작이 가능해진 지난 20년간 마이크로 시스템 기술은 많은 발전을 거듭해 왔다. 각종 센서 및 액추에이터로부터 좀 더 복잡한 시스템 차원의 구조물에 이르기까지 그 응용 분야가 매우 넓어졌다. 이들 다양한 응용 중 우주 공간에서도 이러한 마이크로 시스템 기술을 사용하려는 시도가 90년대 중반 이후 시도되어져 왔다. 마이크로 시스템을 이용한 마이크로 위성체의 사용은 질량 감소로 인한 경제적 이득 뿐 아니라, 마이크로 위성체들을 집단으로 운용할 경우 하나의 거대한 위성이 수행하는

[†] KAIST 항공우주공학 전공
E-mail : chaosage@kaist.ac.kr
TEL : (042)869-5761 FAX : (042)869-3710

* KAIST 항공우주공학 전공

** KAIST 항공우주공학 전공

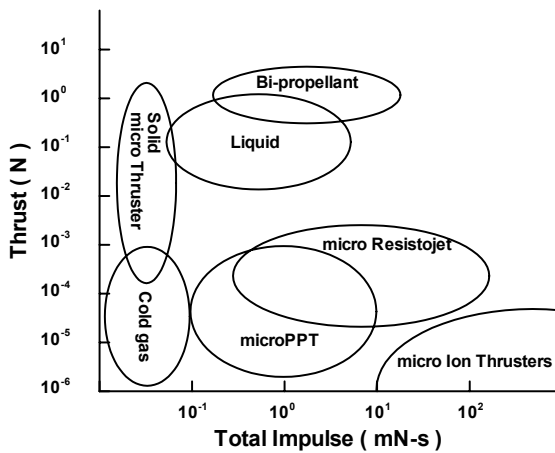


Fig. 1 Operating range of various concepts of micro thruster⁽³⁾

임무보다 더욱 다양한 임무를 수행할 수 있게 되며, 개별 장치의 실패에 대한 부담을 덜 수 있게 되어 더욱 안전하게 임무를 수행 할 수 있다.

이런 배경으로 선진국에서는 실제 수십 Kg에서 수 Kg에 이르는 위성체의 개발이 이미 시작되었다. 마이크로 위성체의 요소들은 마이크로 통신 장치, 검사 모듈(Inspection Module), 마이크로 추진 장치 등을 들 수 있다. 이 중 마이크로 추진장치는 자세 제어를 위한 보조 추력 장치와 초소형 위성의 주 추력 장치로 사용되는 중요한 요소이다. 현재 외국의 연구 그룹들에 의해 진행중인 마이크로 추력기 개념들은 마이크로 레지스트 젯(microresist jet), 마이크로 이온 추력기, 마이크로 콜드 가스 추력기(Micro Cold Gas Thruster), 마이크로 펄스드 플라즈마 추력기(Micro Pulsed Plasma Thruster) 그리고 마이크로 고체 추진제 추력기 등이 있다. Fig.1 에는 이들 다양한 마이크로 추력기들의 작동 범위가 제시되어 있다.⁽¹⁻³⁾

마이크로 고체 추진제 추력기의 경우 구조의 단순성과 이로 인한 제작의 용이성으로 인해 단발성의 임무에 적합한 추력기의 개념이다. 마이크로 고체 추진제 추력기는 그 형태에 따라 수직형 추력기와 수평형 추력기로서 분류를 할 수 있다. Lewis 등에 의해 보고된 수직형 추력기의 경우 추력이 아닌 임펄스 비트(Impulse Bit)를 얻기 위하여 매우 작은 수직형 챔버를 가공하고, 추진제가 아닌 폭약을 충전하였다.⁽⁴⁾ 이에 반해 본 연구에서는 순간적인 임펄스가 아닌 일정 시간동안 추력을 얻을 수 있는 수평형 추력기 개발을 목표로 하고 있으며, 그 개념도는 Fig.2 에 제시되어 있는 바와 같다. 개념도에 제시된 것처럼 마이크로 고체 추진제 추력기는 크게 4 가지 요소로 구성되어 있다. 그 요소들은 고체 추진제가 충전되어 있는 챔버,

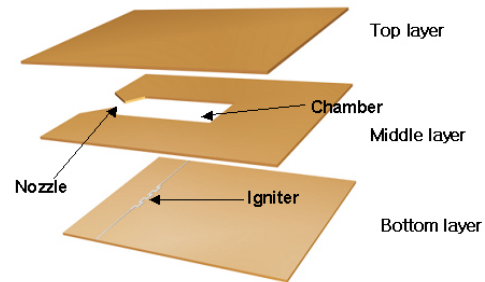


Fig. 2 Schematic of micro solid propellant thruster⁽⁵⁾

고체 추진제의 점화를 위한 점화기, 고체 추진제 그리고 노즐이다.

본 논문에서는 마이크로 고체 추진제 추력기 개발의 기초 단계로서 이들 요소 중 마이크로 점화기와 마이크로 챔버를 제작하여 그 성능을 평가한 결과와 추력기에 사용될 추진제의 특성을 확인한 결과에 대해 보고하도록 한다.

고체 추진제의 점화에 사용되는 마이크로 점화 장치의 제작을 위한 요구 조건으로는 단순한 구조라는 시스템적 요구와 고온 상태에서의 높은 안정성과 저 전력, 저 비용 그리고 일반적인 IC 공정에서의 공정 가능성 등을 들 수 있다. 이러한 점들을 고려하여, 본 연구에서는 일반적인 HTPB (Hydroxyl Terminated Poly Butadiene)/AP (NH_4ClO_4) 추진제의 발화 온도인 $250\sim 300^\circ\text{C}$ 정도의 온도를 발생시킬 수 있는 열점(Heating spot)을 제작하고, 성능을 평가하였다.

마이크로 고체 추진제 추력기의 경우, 작은 챔버에 높은 점성을 지니고 있는 추진제가 충전이 되고, 이 추진제가 안정적 연소 속도를 가지며 연소반응에 참여하며 챔버 내에서 연소 되지 않는 추진제의 양이 최소화 되도록 해야 한다. 이러한 목표를 고려하여 본 연구에서는 최종 제작 목표로 하는 mm 스케일까지 추진제가 충전 될 수 있는지의 여부를 확인한 후, 점화 실험을 통하여 열 손실이 큰 작은 공간에서의 추진제의 연소가 매크로 스케일의 연소와 어떤 차이를 가지는지 연소 속도를 구하는 실험을 통하여 확인하였다. 그리고 추진제의 충전 공간으로서의 역할 뿐 아니라 연소실의 역할을 하는 마이크로 챔버에 대하여 크기의 감소로 인한 열 손실의 영향을 실험과 상용 코드를 이용한 해석을 통하여 평가하였다.

2. 마이크로 점화기

2.1 마이크로 점화기의 제작

마이크로 점화 장치는 일반적인 로켓 모터에서

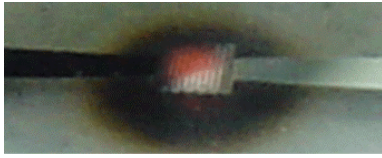


Fig. 3 High temperature heating spot

사용되는 점화 장치와는 다른 방향으로 접근이 필요하다. 일반적인 로켓 모터의 점화 장치는 고온의 가스나 강한 스파크등을 이용하여 추진제를 점화하지만 마이크로 추력기에서는 크기와 제작상의 문제로 인해 이와 같은 방법을 사용할 수 없다.

이에 본 연구에서는 전류의 발열 작용을 이용하는 마이크로 히터를 제작하여, 점화 장치로서 가능성을 확인하였다. 마이크로 히터 제작에 있어 중요한 변수는 히터의 물성과 기하학적 형상이다. 첫번 째 변수인 히터의 물질은 백금(Pt)을 사용하였다. 백금은 온도 변화에 있어 높은 안정성을 가지며, 폴리 실리콘 멤브레인(Poly-Si membrane) 히터의 제작보다 상대적으로 제작 공정이 간단하다는 장점을 가지고 있다.⁽⁶⁾ 히터의 형상은 단위면적 내에서의 패턴 길이 대 단면적 비가 커서 열적 특성을 우수하게 할 수 있는 미앤더(meander) 타입의 형상을 택하였다.

마이크로 점화기의 제작은 다음과 같다.

먼저 파이렉스 글래스 웨이퍼에 네가티브 패턴을 얻을 수 있는 PR 을 입힌다. 다음으로는 리소그래피 공정을 통해 점화기가 형성될 면의 PR 을 제거한다. 이후 백금 층의 두께를 0.1 μm 로 스퍼터링 하여 증착한다. 다음으로는 웨이퍼를 아세톤 용액 처리하여 PR 층을 박리한다. 이 과정을 통해 점화기 형상으로 패턴된 영역에만 백금층이 남아 있게 된다. Fig.3 은 이러한 공정을 통해 제작된 점화기에 인가 전력을 가하여 열점이 형성된 상태이다.

2.2 마이크로 점화기의 성능 평가

마이크로 점화기의 성능은 주어진 전력에 대한 저항 변화와 이로 인한 온도 변화로 평가 될 수 있다. 본 논문에서는 고온으로 환경 변화가 가능한 로(furnace)에서 온도 변화를 주며 구한 저항 변화 값과 인가 전력에 따른 저항 변화 값으로부터 간접적으로 주어진 전력에 대한 온도 변화를 추산하는 방법을 사용하였다.⁽⁷⁾ 식 (3), (4), (5)에서 이 관계를 보여주고 있다.

$$R = R_0(1 + TCR \times T) \quad (3)$$

$$R = R_0(1 + PCR \times P) \quad (4)$$

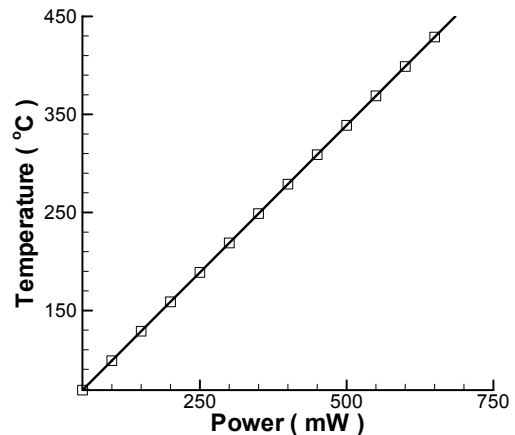


Fig. 4 Power vs R/R₀

$$T = \frac{PCR}{TCR} \times P \quad (5)$$

온도에 대한 저항 계수인 TCR(Thermal Coefficient of Resistance)과 인가 전력에 대한 저항 계수인 PCR(Power Coefficient of Resistance)은 고온과 고 전력 범위에서는 일반적으로 2 차 함수 형태의 상관관계를 가지나 본 실험의 목표인 250~300 $^{\circ}\text{C}$ 정도의 온도 범위에서는 비교적 높은 정밀도로 1 차 함수로 선형화 할 수 있다.⁽⁸⁾

Fig.4 는 미앤더 패턴간의 간격 40 μm , 선 폭 40 μm , 패턴 면적 400 \times 1000 μm^2 인 형상을 가지는 점화기의 인가 전력에 대한 온도 변화이다. 이 결과는 온도 변화 따른 저항의 변화를 측정된 데이터를 이용한 선형 회귀 곡선과 인가 전력 변화에 따른 저항의 변화를 측정된 데이터를 이용한 선형 회귀 곡선을 얻은 후 식(5)와 같이 두 곡선의 기울기를 사용하여 얻은 결과이다. 이 경우 본 연구에서 목표로 하는 250~300 $^{\circ}\text{C}$ 의 온도를 얻기 위한 인가 전력이 약 400mW 인 것을 확인 할 수 있다.

3. 고체 추진제

3.1 고체 추진제

고체 추진제는 균질형과 불 균질형으로 구분할 수 있다. 균질형 추진제는 니트로글리세린과 니트로셀룰로스가 주 성분으로 두 물질 모두가 산화제인 산소를 포함하고 있어 단독으로 연소될 수 있다. 불 균질형 추진제는 산화제 입자와 연료를 겸한 바인더를 혼합하여 경화 시킨 것으로 일반적으로 추진제의 성능은 불 균질형의 경우가 더 높은 성능을 가지고 있다.⁽⁹⁾ 본 연구에서 사용한 추진제는 바인더인 HTPB 가 23%, 산화제인 AP

는 74%로 구성되어 있는 고체 추진제이다.

3.2 고체 추진제의 연소 속도

일반적 크기의 로켓 모터에서 추진제의 연소 속도는 통상 압력에 대한 함수로 표현이 된다.⁽¹⁰⁾ 하지만 마이크로 고체 추진제 추력기 제작에 있어서 연소 속도는 마이크로 고체 추진제의 연소에 의해 발생된 유동이 노즐에서 초킹(choking) 되지 않아 연소실 압력을 충분히 생성하지 못 하기 때문에 함수 형태가 아닌 상수 값을 가질 것이다. 이에 본 연구에서는 각각의 챔버 크기에 따른 연소 속도의 변화를 관찰하기 위해 고체 추진제의 연소 속도를 실험을 통하여 측정하였다.

밀리미터 스케일의 작은 공간에 충전되어 있는 고체 추진제를 2W Ar-ion 레이저를 사용하여 점화하고, 정밀 저울을 사용하여 시간에 따른 추진제의 질량 감소로부터, 연소 속도를 측정하였다.

Table.1 은 실험에 사용된 챔버의 형상 변수와 측정된 연소 속도이며, Fig.5 는 폭이 4.8mm 인 챔버의 연소실험에서 얻어진 질량 감소율을 보여주는 그래프이다. 이 결과를 통해 추진제가 평균 1mm/sec 의 연소 속도를 가지며, Fig.6 에서 질량 감소율이 일정 비를 가지는 있으므로, 연소 속도가 일정하게 유지되고 있음을 확인 할 수 있다.

4. 마이크로 챔버

4.1 마이크로 챔버의 설계

고체 추진제를 충전할 뿐 아니라 추진제의 연소실의 역할까지 하는 마이크로 챔버는 축 대칭 실린더 형태가 아닌 직육면체의 형상을 가지고 있다. 이는 MEMS 공정 시 축 대칭 구조물의 제작이 어렵기 때문이다. 본 연구에 있어 제작된 마이크로 챔버가 실제 MEMS 공정을 통해 제작되지는 않았지만, 본 연구의 목적이 실제 제작될 마이크로 고체 추진제 추력기 제작의 설계 변수에 따른 성능 예측에 있기 때문에 본 실험에서 역시 축 대칭 구조물이 아닌 직육면체의 챔버를 사용하였다.

일반적인 고체 모터의 경우 라이너(liner)와 단열재(insulator)등의 사용으로 인하여 열 손실의 영향이 매우 작게 나타난다. 하지만 마이크로 챔버의 경우, 크기의 감소로 인해 라이너와 단열재의 사용이 힘들기 때문에 열 손실에 의한 영향이 상대적으로 커지게 된다. 이에 마이크로 챔버 내의 열 손실이 추력기의 추력에 어떠한 영향을 주는 지를 알아 보았다.

고체 추진제 추력기의 추력에 있어서 가장 중요한 설계 요소는 식 (6)에서 정의된 바와 같이 추

Table.1 Geometric parameter and burning velocity

K	Chamber (mm)		Nozzle (mm)		Height (mm)	r_b (mm/s)
	Length	Width	Throat	Exit		
2	12	3.2	1.6	2.4	4	1
3		4.8				1.2
4		6.4				0.98

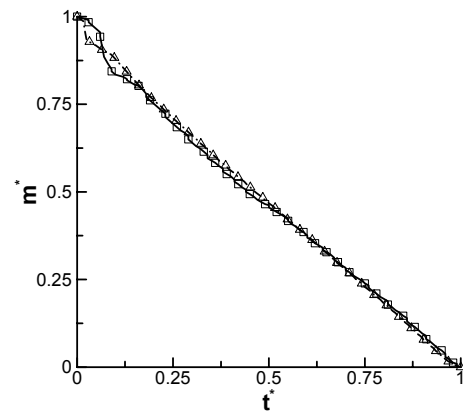


Fig. 5 Burning mass rate

진제 연소 면적 대 노즐 목의 크기의 비인 K 와 추진제의 연소 속도이다.

$$K = \frac{A_{\text{burning surface}}}{A_{\text{throat surface}}} \quad (6)$$

그리고 K 값과 연소 속도가 본 연구처럼 작은 값을 가질 경우 추력은 식 (7)과 같이 구할 수 있다.

$$F = \dot{m}V_e = K^2 \times \frac{(\rho_p \times A_t \times r_b)^2}{A_e \times \rho_e} \quad (7)$$

본 논문에서는 실험결과와 이를 토대로 한 수치적 해석을 통해 K 값에 따른 추력의 변화와 에너지 손실에 대하여 해석하고 예측을 하기 위해서 Table.1 에서 제시된 것과 같이 K 값이 2, 3, 4 인 챔버를 제작하였다.

4.2 마이크로 챔버의 해석 및 검증

마이크로 챔버의 해석을 위하여 상용 코드인 Fluent 를 사용하여 3 차원 격자를 생성하고, 질량 보존식, 운동량 보존식 그리고 에너지 보존식을 계산하였다. 작동 유체는 고체 추진제의 연소로 인해 발생하는 가스의 물성을 사용하였고, 고체는 마이크로 챔버의 제작에 사용된 알루미늄의 물성을 이용하였다. 해석에 사용된 가정은 다음과 같

다.

- (1) 작동 유체를 이상 유체로 가정하였다.
- (2) 비열비, 진도율, 점성은 일정한 값을 가진다.
- (3) 유동장 내에 화학 반응은 일어나지 않는다.
- (4) 유동장과 온도장은 추진제가 50% 연소 되어 연소 면의 위치가 챔버의 중앙에 위치하는 순간을 선택하여 정상 상태로 해석하였다.
- (5) 연소 된 고체 추진제의 질량 유량과 생성되는 추진제 가스의 질량 유량은 동일하다.
- (6) 고체의 외벽의 온도는 일정 온도로 유지된다.

해석을 위한 경계 조건은 챔버의 입구의 경우 일정 질량 유량이 들어 오고 있는 입력 조건을 사용하였으며, 이 유체의 온도는 추진제의 화염 온도인 1750K 로 설정하였다. 고체의 외벽 온도는 실온의 실험실 환경에서 고체 추진제를 실제 연소 시키며 벽면의 온도를 열전대(thermocouple)를 이용하여 측정하여 확인하였고, 이렇게 하여 얻어진 온도인 330K 을 계산 시 경계 조건으로 사용하였다. Fig.6 에는 위와 같은 방법으로 계산된 추력기의 온도장이 제시되어 있다.

노즐 출구의 온도에 대해서도 실제 연소 실험 시 노즐 출구의 중앙 부분에서 온도를 측정하여 이 값을 K 값이 각각 2, 3, 4 인 경우에서의 노즐 출구 부분 온도 분포의 해석 결과와 비교하여 검증하였다. Fig.7 은 각각의 K 값에 대하여 실험 값과 계산 값을 비교한 결과이다. 그래프에서 심벌의 값이 측정 값이며, 계산 값은 출구 중심에서 500 μ m 반경내의 온도 분포를 여러 바의 형태로 표시하였다. 열전대를 이용하여 온도를 측정할 시 열전대 비드(bead)의 유한한 크기로 인해 발생할 수 있는 공간 적분 효과를 고려하면 각 K 값에 대한 온도 변화의 경향을 열전대 측정 결과가 잘 반영하는 것으로 판단할 수 있다. 실험에서 사용된 열전대의 비드 크기는 500 μ m 였다. 이와 같이 온도 측정 결과와의 비교를 통해 본 해석의 결과의 타당성에 대한 검증을 수행 하였다.

4.3 마이크로 챔버의 성능 평가

계산된 유동장을 이용하여 각각의 경우에 대하여 추력을 계산하였다. 또한 형상 축소로 인한 성능 저하는 대부분 상대적으로 증가한 열손실에 기 인하게 되므로, 성능 저하의 정도를 확인하기 위해 에너지의 손실을 추정하였다. 추력과 에너지 손실의 계산에 있어서는 K 값의 영향을 보다 명확하게 보기 위해 K 값이 2~8 의 범위에 대해 비교하였다. 열 손실이 추력기 성능에 미치는 영향을 알아보기 위한 비교 조건으로는 같은 K 값 범

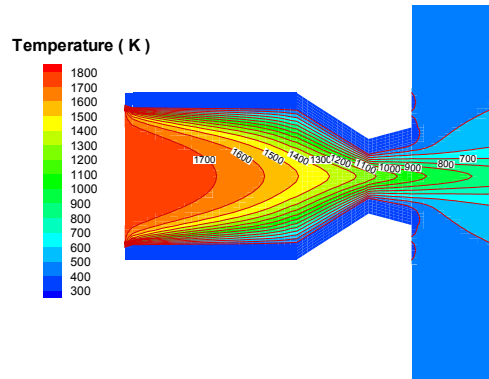


Fig. 6 Temperature contour (K=3)

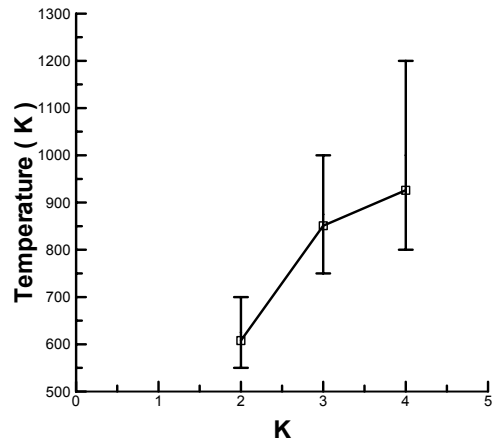


Fig. 7 Comparison experiment with computation

위에서 실제 실험에서의 벽면 온도 조건과 단열면 조건을 비교하였다.

추력의 계산은 식(7)을 이용하여 계산하였으며, 그 결과는 Fig.8 과 같다. Fig.8 에서 추력이 식(7)에서 제시한 것처럼 K 값의 증가에 따라 지수 승을 가지며 증가하는 것을 볼 수 있다.

에너지 손실은 추진제의 연소로 인해 발생한 전 엔탈피(total enthalpy)와 노즐 출구 유동이 가지는 전 엔탈피의 차이로 정의 했으며 이는 식(8)과 같이 표현할 수 있다.

$$Energy\ loss = \frac{h_o - \left\{ \iint_{exit} \left(h + \frac{1}{2}v^2 \right) dA \right\}}{h_o} \times 100 \quad (8)$$

위의 식을 이용하여 구한 챔버의 에너지 손실은 Fig.9 에 제시되어 있다. K 의 값이 작을수록 손실이 커지고 있는 것을 확인 할 수 있는데 이는 전체 유동장에서 저온 영역에 해당하는 온도 경계층이 K 값이 감소할 수록 상대적으로 증가하기 때문인 것으로 판단된다.

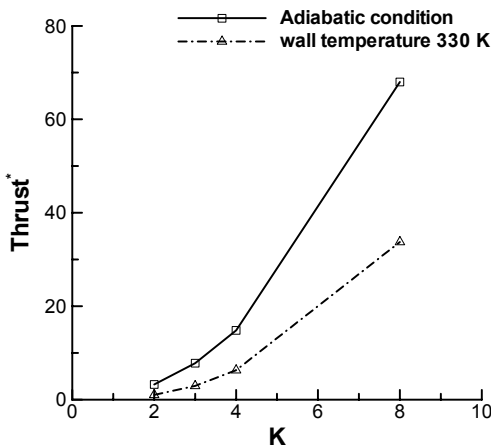


Fig. 8 Effect of K value on Thrust

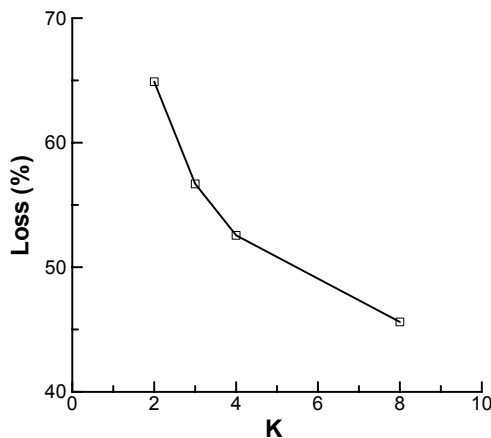


Fig. 9 Effect of K value on Energy loss

5. 결론

마이크로 고체 추진제 추력기의 제작을 위해 추력기의 요소들에 대해 위와 같은 연구를 수행하여 얻은 결론은 다음과 같다.

(1) 마이크로 점화 장치의 제작은 제작 공정이 상대적으로 간단하고, 열적 특성이 우수한 백금을 사용하여 제작하였으며, 실험적으로 인가 전력과 발열 온도에 관한 관계를 구하여 마이크로 열점으로 고체 추진제의 점화가 가능한 적정 인가 전력 범위를 평가하였다.

(2) 추력기에 사용하게 될 추진제에 관한 실험을 통해, 많은 열 손실을 동반하고 있는 작은 공간에서도 추진제가 연소면에 수직 상태로 일정 연소 속도를 가지며 연소 되는 것을 확인하였다.

(3) 실험결과로 검증한 수치계산을 통해 K 값에 따른 추력과 에너지 손실의 변화에 관하여 예측하였으며, 이 결과는 향후 제작될 실제 마이크로 추

력기의 설계 및 해석에 중요한 기반 기술이 될 것이다.

후기

본 연구는 한국과학기술 기획 평가원 핵심우주 기술 개발 사업의 연구 지원으로 수행되었으며 (M1-0138-00-0007) 이에 관계자에게 감사 드립니다.

참고문헌

- (1) Cass, S., 2001, "MEMS in Space," *IEEE Spectrum July issue*, pp.56~61
- (2) Muller, J. et al, 2000, "Toward Micropropulsion Systems on-a-Chip: Initial Results of component Feasibility Studies," *Aerospace Conference Proceedings, 2000 IEEE*, Vol 4, pp 149~168
- (3) Rossi, C., 2002, "Micropropulsion for space A Survey of MEMS-based Micro Thruster and their Solid Propellant Technology," *Sensors Updates*, Vol 10, pp.257~292
- (4) David H. Lewis, Jr, 1999, "Digital MicroPropulsion," *Proceeding of 12th IEEE international micro electro mechanical systems conference*, pp 517~522
- (5) Lee, J., Lee, D., Kwon, S., 2003, "Development of Components in Micro Solid Propellant Thruster," 2003 KSPE Spring conference, pp 147~150
- (6) Laconte, J., Dupont, C., Flandre, D., Raskin, J.-P, 2002, "SOI CMOS Compatible Low-Power Microheater optimization and fabrication for smart gas sensor implementations", *IEEE SENSORS*, Vol.2, pp.1395~1400
- (7) Rossi C., Daniel Esteve, Corinne Mingués, 1999, "Pyrotechnic actuators: a new generation of Si integrated actuator", *Sensors and Actuators A: Physical*, Vol.74, pp. 211~215.
- (8) Gregory T.A. Kovacs, 1998, *Micromachined transducers sourcebook*, McGraw-Hill, Columbus, pp.549~565
- (9) Sutton, G.P., 2001, *Rocket Propulsion Elements 7th*, Willy, New York
- (10) Research report, 1971, *Solid Rocket motor performance analysis and prediction*, NASA SP-8039.