

마이크로 고체 추진제 추력기 요소의 성능 평가

이종광* · 이대훈* · 최성한** · 권세진†

(2004년 6월 15일 접수, 2004년 8월 12일 심사완료)

Performance Evaluation of Components of Micro Solid Propellant Thruster

Jongkwang Lee, Dae Hoon Lee, Sunghan Choi and Sejin Kwon

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

Abstract

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 the effect of geometry was 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

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

하첨자

t : 노즐 목
e : 노즐 출구
p : 추진제
o : 기준값

1. 서론

MEMS(Micro Electro Mechanical Systems) 기술의 계속된 발전은 1990년대 중반이후로는 저비용, 고효율을 추구하는 우주 산업에까지 그 영향을 주기 시작하였다. 특히 NASA의 우주 관련 기술 개발의 방향이 더 빠르게(Faster), 더 좋은 성능으로(Better) 그리고 저 비용으로(Cheaper)라는 3가지 모토로 집약이 되면서 저비용, 고효율의 특징을 가진 MEMS기술을 가능 기술의 개념으로 응용하기 위한 연구들이 우주 산업에서도 활발히 이루어지고 있다. 마이크로 시스템이 우주 산업에 응용이 되면 질량 감소로 인한 경제적 이득을 얻을 수 있을 뿐 아니라, 마이크로 시스템을 이용한 마이크로 위성체들을 집단으로 운용할 수 있게 되어 하나의

* KAIST 항공우주공학 전공

** (주) 한화 대전공장 개발부

† 책임저자, 회원, KAIST 항공우주공학 전공

E-mail : trumpet@kaist.ac.kr

TEL : (042)869-3721 FAX:(042)869-3710

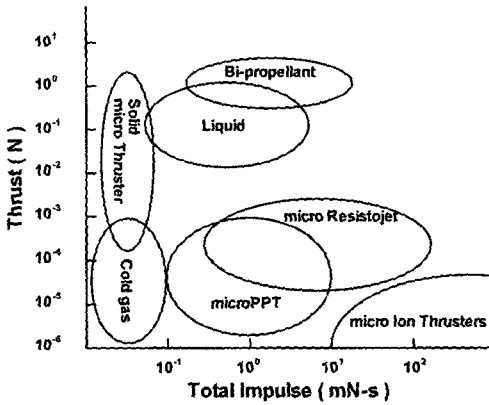


Fig. 1 Operating range of various concepts of micro thruster⁽³⁾

거대한 위성이 수행하는 임무보다 더욱 다양한 임무를 수행할 수 있다. 또한 집단으로 운영되는 위성은 개별 장치의 실패에 대한 부담을 덜 수 있게 되어 더욱 안전하게 임무를 수행할 수 있게 된다.

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 개념들로는 마이크로 레지스트 젯(microresist jet), 마이크로 이온 추력기, 마이크로 콜드 가스 추력기(Micro Cold Gas Thruster), 마이크로 펄스 플라즈마 추력기(Micro Pulsed Plasma Thruster) 그리고 마이크로 고체 추진제 추력기등이 있다. Fig. 1에는 이들 다양한 마이크로 추력기들의 작동 범위가 제시되어 있다.⁽¹⁻³⁾

마이크로 고체 추력기의 경우 구조의 단순성과 이로 인한 제작의 용이성으로 인해 단발성의 임무에 적합한 개념이다. 이로 인해 Lewis등⁽⁴⁾ 외국의 연구진은 90년대 후반부터 개념 개발을 위한 연구를 수행해 오고 있으며 국내의 경우 Lee et al.⁽⁵⁾ 마이크로 고체 추진제 추력기의 제작을 위해 추력기의 각 요소들에 대해 설계, 제작하고 성능 평가를 하는 연구를 수행하고 있다.

마이크로 고체 추진제 추력기는 그 형태에 따라 수직형 추력기와 수평형 추력기로서 분류를 할 수 있다. Lewis등에 의해 보고된 수직형 추력기의 경우 추력이 아닌 임펄스 비트(Impulse Bit)를 얻기 위하여 매우 작은 수직형 챔버를 가공하고, 추진제가 아닌 폭약

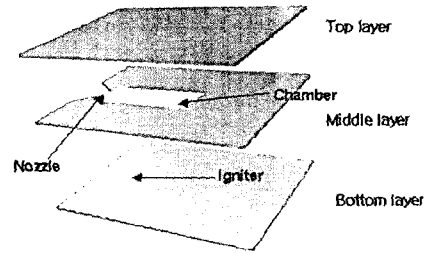


Fig. 2 Schematic of micro solid propellant thruster⁽⁵⁾

을 충전하였다.⁽⁴⁾ 이에 반해 본 연구에서는 순간적인 임펄스가 아닌 일정 시간동안 추력을 얻을 수 있는 수평형 추력기 개발을 목표로 하고 있으며, 그 개념도는 Fig. 2에 제시되어 있는 바와 같다.

개념도에 제시된 것처럼 마이크로 고체 추진제 추력기는 크게 4가지 요소로 구성되어 있다. 그 요소들은 고체 추진제가 충전되어 있는 챔버, 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 IC공정에서의 공정 가능성 등을 들 수 있다. 이러한 점들을 고려하여, 본 연구에서는 일반적인 HTPB (Hydroxyl Terminated Poly Butadiene)/AP (NH_4ClO_4) 추진제의 발화 온도인 250~300°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 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 물성 즉 어떠한 물질을 사용할 것인가와 형상 즉 히터의 단면적과 패턴 길이와 연관된 기하학적 형태이다. 첫번 째 변수인 히터의 물질은 백금(Pt)을 사용하였다. 백금은 온도 변화에 있어 높은 안정성을 가지며, 폴리 실리콘 맴브레인(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 PR을 입힌다. 네가티브 패턴을 형성하는 이유는 증착되는 백금 박막단면의 측면 경사를 안정되게 얻기 위함이다. 다음으로는 네가티브 PR의 리소그래피 공정을 통해 점화기가 형성될 면의 PR을 제거한다. 이후 백금 층의 두께를 0.1 μ m 로 스퍼터링하여 증착하면 글래스 웨이퍼 표면은 선택적으로 백금 층과 PR층이 존재하게 된다.

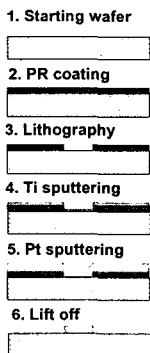


Fig. 3 Schematic of fabrication process

다음으로는 웨이퍼를 아세톤 용액 처리하여 PR층을 박리한다. 이 과정을 통해 점화 기 형상으로 패턴된 영역에만 백금층이 남아 있게 된다. 전체 공정의 개략도는 Fig. 3에 제시되어 있다. 이러한 과정을 통해 제작된 점화기는 Fig. 4에 제시되어 있고, 실제 전력이 인가되어서 가열된 상태의 점화기 형상은 Fig. 5에 제시되어 있다.

기하학적 형상이 히터 성능 특성에 미치는 영향을 알아보기 위해 미앤더 타입 패턴의 선 폭, 패턴간의 간격, 패턴 영역 면적 등을 변수로 하여 다양한 형상을 제작하였다.

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 (1), (2), (3)에서 이 관계를 보여주고 있다.

$$R = R_0 (1 + TCR \times T) \tag{1}$$

$$R = R_0 (1 + PCR \times T) \tag{2}$$

$$T = \frac{PCR}{TCR} \times P \tag{3}$$

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 2차 함수 형태의 상관관계를 가지나 본 실험의 목표가 되는 250~ 300 $^{\circ}$ C 정도의 온도 범위에서는 비교적 높은 정밀도로 1차 함수로 선형화할 수 있다.⁽⁸⁾

Fig. 6~8은 미앤더 패턴간의 간격 40 μ m, 선 폭 40 μ m, 패턴 면적 400 \times 1000 μ m²인 형상을 가지는 점화



Fig. 4 Magnified image of fabricated igniter



Fig. 5 High temperature heating spot

기의 인가 전력에 대한 온도 변화이다. Fig. 6에서는 온도 변화에 따른 저항의 변화를 측정한 후, 그 결과에 대한 선형 회귀 곡선을 얻은 것이고, Fig. 7은 인가 전력에 따른 저항 변화를 측정하고, 결과에 대해 선형 회귀 곡선을 얻은 것이다. Fig. 8은 Fig. 6의 결과와 Fig. 7의 결과를 이용하여 최종적으로 얻은 인가 전력에 대한 온도 변화의 결과이다. 이 경우 본 연구에서 목표로 하는 250~300℃의 온도를 얻기 위한 인가 전력이 약 400mW인 것을 확인 할 수 있다.

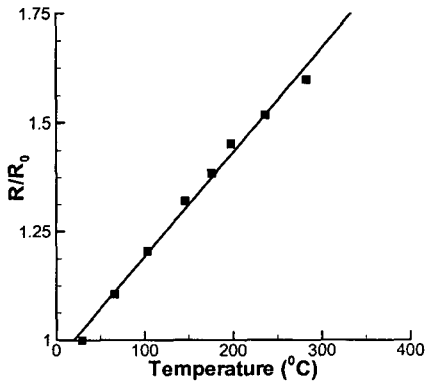


Fig. 6 Temperature vs. R/R_0

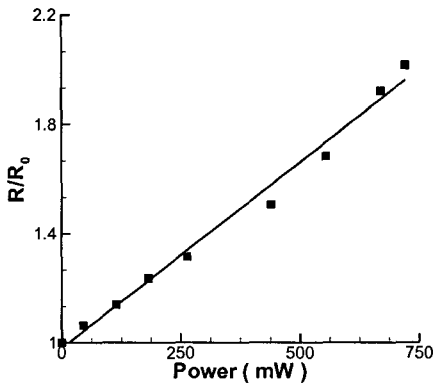


Fig. 7 Power vs. R/R_0

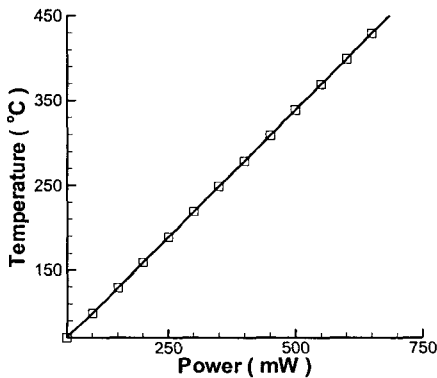


Fig. 8 Power vs. Temperature

기하학적 형상에 대해서는 패턴의 선 폭과 패턴간의 간격이 좁으며, 패턴의 영역이 넓을수록 더 좋은 성능을 가지고 있었다.

3. 고체 추진제

3.1 고체 추진제

고체 추진제는 균질형과 불 균질형으로 구분할 수 있다. 균질형 추진제는 니트로글리세린과 니트로셀룰로스가 주 성분으로 두 물질 모두 그 자체가 산화제인 산소를 포함하고 있어 단독으로 연소 될 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 HTPB가 23%, 산화제인 AP는 74%로 구성되어 있는 고체 추진제이다.

3.2 고체 추진제의 연소 속도

일반적으로 고체 추진제의 연소는 추진제에 수직인 방향으로 진행되며, 연소 표면은 항상 최초면과 평행한 특성이 있다. 이 경우 추진제 표면이 연소하면서 연소면에 수직하게 진행되는 속도를 연소 속도라 한다. 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 점화 하고, 정밀 저울을 사용하여 시간에 따른 추진제의 질량 감소로부터, 연소 속도를 측정하였다.

Table 1은 실험에 사용된 챔버의 형상 변수와 측정된 연소 속도이며, Fig. 9는 폭이 4.8mm인 챔버의 연소

Table 1 Geometric parameter and burning velocity

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

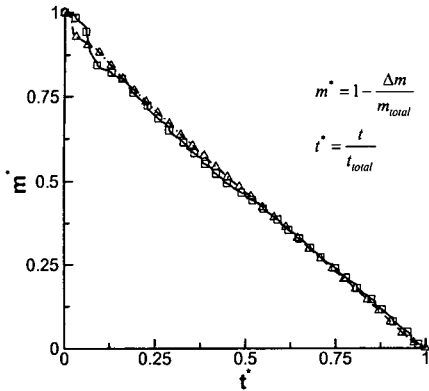


Fig. 9 Burning mass rate

실험에서 얻어진 질량 감소율을 보여주는 그래프이다. 이 결과를 통해 추진체가 평균 1mm/sec의 연소 속도를 가지며, Fig. 9에서 질량 감소율이 일정 비를 가지는 있으므로, 연소 속도가 일정하게 유지되며, 연소면이 수직으로 유지되고 있음을 확인할 수 있다.

4. 마이크로 챔버

4.1 마이크로 챔버의 설계

고체 추진체를 충전할 뿐 아니라 추진체의 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 추진체 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 추진체 추력기의 추력에 있어서 가장 중요한 설계 요소는 식 (4)에서 정의된 바와 같이 추진체 연소 면적 대 노즐 목의 크기의 비인 K와 추진체의 연소 속도이다. 그리고 K값과 연소 속도가 본 연구처럼 작은 값을 가질 경우 추력은 식 (5)와 같이

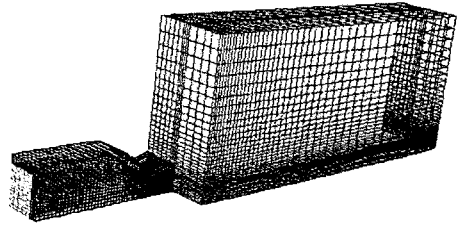


Fig. 10 Grid

구할 수 있다.

$$K = \frac{A_{\text{burning surface}}}{A_{\text{throat surface}}} \quad (4)$$

$$F = \dot{m} V_e = K^2 \times \frac{(\rho_p \times A_t \times r_b)^2}{A_e \times \rho_e} \quad (5)$$

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

4.2 마이크로 챔버의 해석 및 검증

마이크로 챔버의 해석을 위하여 상용 코드인 Fluent를 사용하여 Fig. 10과 같은 3차원 격자를 생성하고, 질량 보존식, 운동량 보존식 그리고 에너지 보존식을 계산하였다.

작동 유체는 고체 추진체의 연소로 인해 발생하는 가스의 물성을 사용하였고, 고체는 마이크로 챔버의 제작에 사용된 알루미늄의 물성을 이용하였다. 해석에 사용된 가정은 다음과 같다.

- (1) 작동 유체를 이상 유체로 가정하였다.
- (2) 비열비, 전도율, 점성은 일정한 값을 가진다.
- (3) 유동장 내에 화학 반응은 일어나지 않는다.
- (4) 유동장과 온도장은 추진체가 50% 연소 되어 연소 면의 위치가 챔버의 중앙에 위치하는 순간을 선택하여 정상 상태로 해석하였다.
- (5) 연소 된 고체 추진체의 질량 유량과 생성되는 추진체 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 추진체의 화염 온도인 1750K로 설정하였다. 고체의 외벽 온도는 실온의 실험실 환경에서 고체 추진체를 실제 연소 시키며 벽면의 온도를 열전대(thermocouple)를 이용하여

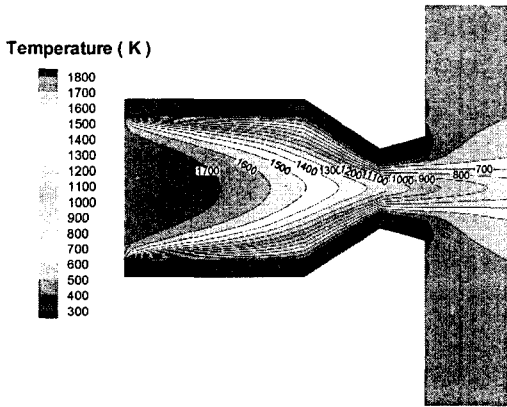


Fig. 11 Temperature contour (K=3)

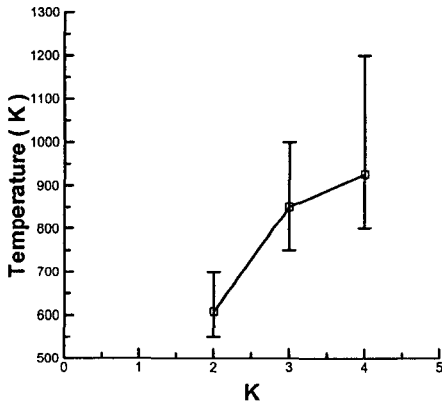


Fig. 12 Comparison experiment with computation

측정하여 확인하였고, 이렇게 하여 얻어진 온도인 330K을 계산 시 경계 조건으로 사용하였다. Fig. 11에는 위와 같은 방법으로 계산된 추력기의 온도장이 제시되어 있다. 노즐 출구의 온도에 대해서도 실제 연소 실험 시 노즐 출구의 중앙 부분에서 온도를 측정하여 이 값을 K값이 각각 2, 3, 4인 경우에서의 노즐 출구 부분 온도 분포의 해석 결과와 비교하여 검증하였다. Fig. 12는 각각의 K값에 대하여 실험 값과 계산 값을 비교한 결과이다. 그래프에서 심벌의 값이 측정 값이며, 계산 값은 출구 중심에서 500 μ m 반경내의 온도 분포를 에러바의 형태로 표시하였다. 열전대를 이용하여 온도를 측정할 시 열전대 비드(bead)의 유사한 크기로 인해 발생할 수 있는 공간 적분 효과를 고려하면 각 K 값에 대한 온도 변화의 경향을 열전대 측정결과가 잘 반영하는 것으로 판단할 수 있다. 실험에서 사용된 열전대의 비드크기는 500 μ m였다. 이와 같이 온도 측정 결과와의 비교를 통해 본 해석의 결과의 타당성에 대한 검증을 수행하였다.

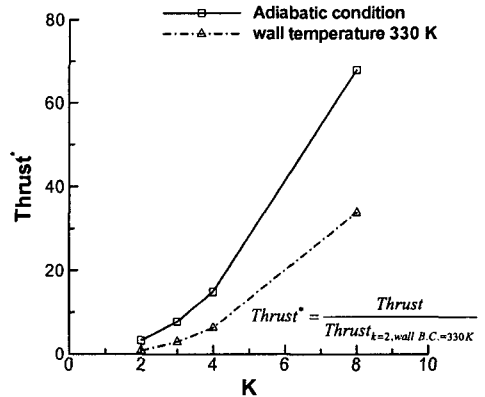


Fig. 13 Effect of K value on thrust

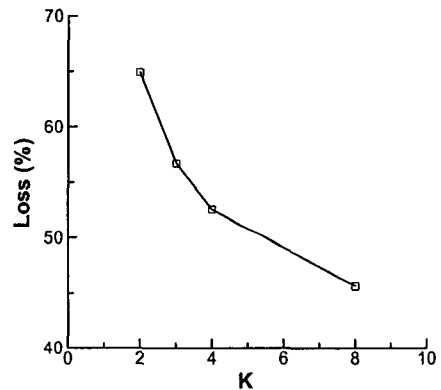


Fig. 14 Effect of K value on energy loss

4.3 마이크로 챔버의 성능 평가

계산된 유동장을 이용하여 각각의 경우에 대하여 추력을 계산하였다. 또한 형상 축소로 인한 성능 저하는 대부분 상대적으로 증가한 열손실에 기인하게 되므로, 성능 저하의 정도를 확인하기 위해 에너지 손실을 추정하였다. 추력과 에너지 손실의 계산에 있어서는 K 값의 영향을 보다 명확하게 보기 위해 K값이 2~8의 범위에 대해 비교하였다. 열 손실이 추력기 성능에 미치는 영향을 알아보기 위한 비교 조건으로는 같은 K 값 범위에서 실제 실험에서의 벽면 온도 조건과 단열 벽면 조건을 비교하였다.

추력의 계산은 식 (5)를 이용하여 계산하였으며, 그 결과는 Fig. 13과 같다. Fig. 13에서 추력이 식 (5)에서 제시한 것처럼 K값의 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 (6)과 같이 표현할 수 있다.

후 기

$$\text{Energy loss} = \frac{h_o - \left\{ \iint_{\text{exit}} \left(h + \frac{1}{2} v^2 \right) dA \right\}}{h_o} \times 100 \quad (6)$$

위의 식을 이용하여 구한 챔버의 에너지 손실은 Fig. 14에 제시되어 있다. K의 값이 작을수록 손실이 커지고 있는 것을 확인 할 수 있는데 이는 전체 유동장에서 저온 영역에 해당하는 온도 경계층이 K값이 감소할 수록 상대적으로 증가하기 때문인 것으로 판단된다.

5. 결 론

마이크로 고체 추진제 추력기의 제작을 위해 추력기의 요소들에 대해 다음과 같은 연구를 수행하였다.

고체 추진제를 점화하기 위한 마이크로 점화 장치를 제작하고, 그 성능을 평가하였으며, 밀리미터 스케일의 미세한 공간에서의 추진 가능성과 연소 속도 등 사용할 고체 추진제의 특성에 관해 확인한 후, 마이크로 챔버의 실험과 해석을 통해, 추력과 에너지 손실을 해석하고 예측하는 연구를 수행하였다.

위의 연구를 통해 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 인가전력 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 K값에 따른 추력과 에너지 손실의 변화에 관하여 예측하였으며, 이 결과는 향후 제작될 실제 마이크로 추력기의 설계 및 해석에 중요한 기반 기술이 될 것이다.

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

참고문헌

- (1) Cass, S., 2001, "MEMS in Space," *IEEE Spectrum July issue*, pp. 56~61.
- (2) Juergen Mueller, Robert Reinicke and John Holzinger, 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, Siegfried W. Janson, Ronald B. Cohen and Erik K. Antonson, 1999, "Digital Micro Propulsion," *Proceeding of 12th IEEE international micro electro mechanical systems conference*, pp. 517~522.
- (5) Lee, J., Lee, D. and 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. and Raskin, J.-P., 2002, "SOI CMOS Compatible Low-Power Micro Heater Optimization and Fabrication for Smart Gas Sensor Implementations," *IEEE SENSORS*, Vol. 2, pp. 1395~1400.
- (7) Rossi, C., Daniel Esteve and Corinne Mingues, 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) George P. Sutton, 2001, *Rocket Propulsion Elements 7th*, Willy, New York.
- (10) Research report, 1971, *Solid Rocket motor performance analysis and prediction*, NASA SP-8039.