

# 초소형 고체 추진제 추력기의 내탄도 성능연구

양준서\* · 이종광\*\* · 권세진\*\*

## Internal Ballistic Analysis of Solid Propellant Micro-Thruster

Juneseo Yang\* · Jongkwang Lee\*\* · Sejin Kwon\*\*

### ABSTRACT

Internal Ballistic modeling and performance prediction for solid propellant micro thruster was performed with heat loss to the chamber wall as an important factor of miniaturization. Simple 1-D end-burner type thruster and general HTPB-AP type composite propellant were selected for computation model. The results showed that the performance loss with the heat loss to the surroundings becomes larger as the surface-to-volume ratio is increased. In this case, the total impulse was reduced about 3% of the case in adiabatic condition.

### 초 록

고체추진제를 사용한 초소형 추력기의 내탄도 모델링과 성능예측에 관하여 기술하였으며, 특히 초소형화 되면서 고려해야하는 연소실 내의 열손실을 고려하였다. 추진제는 일반 HTPB-AP계열을 선택하였으며, 계산 모델은 간단한 1차원 축대칭 end-burner 모델로 정하였다. 연소실내의 화염에 노출되는 표면과 체적에 대한 비율을 변화시키면서 연소실 가스 온도, 압력, 추력을 계산하여 본 논문의 경우 열손실효과로 약 3%의 총역적 감소가 있음을 확인하였다.

Key Words: Micro Thruster(초소형 추력기), Solid Propellant(고체추진제), Internal Ballistics(내탄도), Heat Loss(열손실)

### 1. 서 론

최근 미세 가공 기술의 발달로 다양한 기계 요소의 초소형화를 가능케 하여, 특히 장치의 무게와 크기가 시스템 성능에 지대한 영향을 주는

초소형 위성체 및 비행체의 요소들을 MEMS화 하는 연구가 수행되어 왔다. 이러한 관심은 연소/기계적인 측면에서 초소형 동력생산 기기의 개발에 대한 기회를 제공하여, 특히 연료전지, 마이크로 추력기, 가스터빈 등과 같이 높은 비 에너지를 갖는 동력발생기의 연구개발이 진행되었다[1,2]. 마이크로 추력기로는 마이크로 레지스터젯, 이중추진제 추력기와 단일추진제 추력기 등이 있는데, 이 중에서 고체 추진제 추력기는 가

\* 국방과학연구소 1본부-6부

\*\* 한국과학기술원 항공우주공학과

연락처, E-mail: [yangpro@paran.com](mailto:yangpro@paran.com)

동부품이 없으며, 연료 탱크 및 밸브가 필요하기 않기 때문에 누출문제가 없고, 구조적으로 매우 단순하며, 일반 마이크로 제작공정을 따를 수 있어 제작단가를 낮출 수 있다는 장점이 있다[1].

본 연구는 고체추진제 추력기가 초 소형화되면서 역학적으로 고려하여야 하는 사항들과 이를 고려한 내탄도 모델링 및 성능예측에 관하여 기술하였다.

## 2. 내탄도 모델링

일반적으로 추진기관의 내탄도란 추진제의 연소현상 및 과정을 지배적인 물리적 법칙과 실험적인 관계를 적용하여 기술하는 것으로, 추진제 특성과 추진제 형상 등을 종합적으로 고려하여 시간에 관한 연소실 내의 압력과 추력 등 성능을 산출하는 것을 뜻한다.

내탄도 계산 모델은 Fig. 1과 같이 축대칭 모델로 정하였으며, 수식모델화를 위하여 다음과 같은 가정 사항을 적용하였다. 생성된 연소물은 균질하며 이상기체법칙을 따르고, 1 차원 등엔트로피, 비점성 유동으로 노즐 내 마찰은 무시하고, 연소실 내면을 통한 열손실이 있으며 정상상태이다. 그리고 점화와 동시에 추진제 연소면 전체에 연소가 시작한 것으로 본다[3].

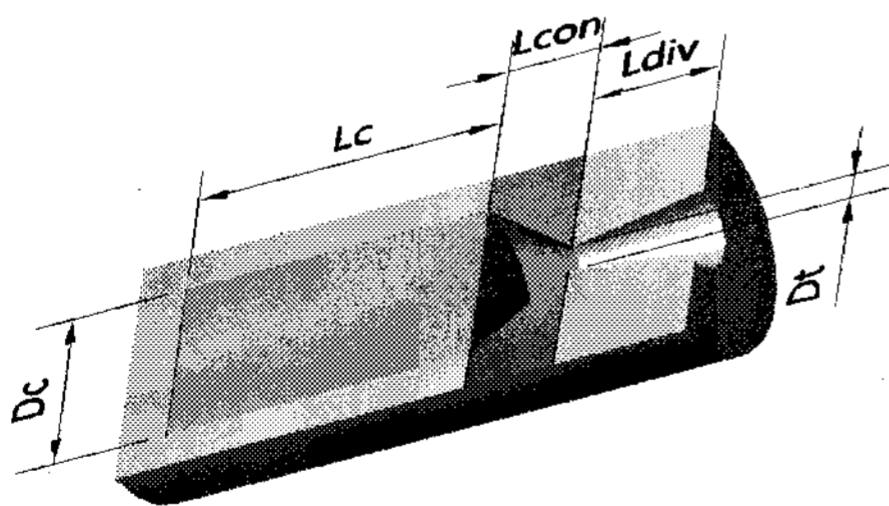


Fig. 1 Schematics of Solid Micro Thruster

### 21 초소형 추력기에서의 고려사항

추력기가 초소형화 되어도 제일 작은 유로를 갖는 노즐 목과 같은 곳의 특성길이는 여전히 다른 가스 분자의 자유행정길이보다 크다. Knudsen 수를 보면 0.1mm 폭의 유로에서  $10^3$  정도로 연속체 역학을 계속 적용이 가능함을 알

수 있다. 그리고 척도가 작아짐에 따라 Re 수와 Pe 수가 작아져서 층류화의 경향이 강해지며, 이로 인해서 점성과 열전달의 역할이 증대된다. 그리고 길이척도가 작아지므로 온도변화율의 증가로 인한 열전달이 증가하게 되며, 면적과 부피의 비율이 높아져 표면에서의 열유속이 증가하며, 이러한 요인들로 열손실이 연소성능에 중요한 요소가 된다[4,5].

### 22 연소실 압력

추진제의 연소속도는  $r_b = ap_o^n$ 로 압력에 관한 비례로 가정하고, 생성질량을( $\dot{m}_g$ )과 노즐을 통한 배출질량을( $\dot{m}_d$ )은 다음과 같이 정의한다.

$$\dot{m}_g = \rho_p r_b A_b \quad \dot{m}_d = C_D p_o A_t \quad (1)$$

$C_D$ 는 유출계수로서 노즐 목에서 초킹이 되는 경우 추진제 특성만의 함수로서 상수가 된다[6]. 추진제 연소표면과 연소실 벽면, 노즐 목으로 제한된 계산체적 내에서 질량보존법칙에 상태방정식( $p_o = \rho R T_o$ )을 적용하고 온도변화를 고려하여 ( $dT/dt \neq 0$ ) 압력에 관한 식(3)으로 정리한다.

$$\frac{dm}{dt} = \dot{m}_g - \dot{m}_d \quad (2)$$

$$\frac{dp_o}{dt} = \frac{R_g T}{V} \frac{dm}{dt} - \frac{p_o}{V} \frac{dV}{dt} + \frac{p_o}{T} \frac{dT}{dt} \quad (3)$$

### 23 에너지 보존법칙

연소실 내에서 주위와의 열손실이 고려된 화염온도에 관한 모델이 필요하므로, 열역학 제 1 법칙으로부터 생성할 수 있다. 이때 연소실 내의 유동속도는 매우 작으므로 무시한다.

$$\int_V \frac{d}{dt} (\rho e) dV + \int_S e (\rho u dS) + \int_S p v (\rho u dS) = \int_S \dot{Q} dS \quad (4)$$

추진제 총 엔탈피를 이용,  $q_m = h_c \dot{m}_g$ 으로 정의하여 우측 항으로 넘기어 연소가스의 온도에 관하여 식 (6)로 정리한다.

$$e \frac{dm}{dt} + m C_v \frac{dT}{dt} + h \dot{m}_d = q_{in} + \int_S \dot{Q} dS = q \quad (5)$$

$$\frac{dT}{dt} = -\frac{T}{m} \left( \gamma \dot{m}_d + \frac{dm}{dt} \right) + \frac{q}{C_v m} \quad (6)$$

## 24 열 손실

연소실에서 화염에 노출되는 벽면을 통한 열 손실은 대류와 복사의 2가지로 분류하였다. 복사에 의한 열 손실은 추진제에 금속입자가 포함되어 있거나, 연소실이 매우 작은 경우 상당히 중요한 손실요소가 된다[5].

$$\int_S \dot{Q} dS = q_{out} = -q_{conv} - q_{rad} \quad (7)$$

$$q_{conv} = h' A_{ex} (T_o - T_w) \quad (8)$$

$$q_{rad} = \sigma \varepsilon A_{ex} (T_o^4 - T_w^4) \quad (9)$$

식 (9)에서  $A_{ex}$ 는 노출면적,  $h'$ 는 대류열전달계수,  $\sigma$ 는 복사상수,  $\varepsilon$ 는 방사율(emissivity)이다.

## 25 추력

모멘텀 방정식으로부터 외부 표면 마찰을 무시하면 추력기에 작용하는 축 방향 힘(추력)은 다음과 같이 정리할 수 있다[3].

$$F = \lambda \cdot \dot{m} u_e + (p_e - p_a) A_e \quad (10)$$

여기서  $\lambda$ 는 노즐의 확대각에 따른 손실계수를 뜻한다. 등 엔트로피, 이상기체, 압축성 유동 관계식을 이용하여, 추력계수,  $C_F$ 를 식 (11)로 정의하고 앞에서 계산한 연소실 내의 압력과 노즐 목 면적으로 표현하면 식 (12)과 같다.

$$C_F = \lambda \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[ 1 - \left( \frac{p_e}{p_o} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} + \frac{p_e - p_a}{p_o} \frac{A_e}{A_t} \quad (11)$$

$$F = C_F p_o A_t \quad (12)$$

## 3. 성능 계산

### 3.1 추진제

고체 추진제는 자체에 연료와 산화제를 포함하고 있는데, 보통 비추력을 증가시키기 위하여 연료로서 첨가하는 Al, Zr 등의 금속입자는 초소형화된 노즐 목에 영향을 줄 것으로 판단되어 제외하고, HTPB-AP 표준형을 모델로 선택하였다. 추진제 연소특성은 산화제로 AP( $\text{NH}_4\text{ClO}_4$ ) 88%, 연료/바인더로서 HTPB 10%에 약간의 가소제를 넣어 NASA에서 개발된 CEA 코드를 사용하여 계산하였다.

Table 1. Characteristics of the Model Propellant

$\gamma$	$h_c$	Mw	$\rho_p$ (kg/m <sup>3</sup> )	$r_b$ @100bar (mm/sec)	n
1.22	$3.9 \times 10^6$	25.8	1720	5.0	0.35

### 3.2 계산 결과

연소실 내의 노출 면적에 대한 체적 비율에 따른 열 손실에 의한 성능의 변화에 관심이 있으므로, 이러한 효과를 보기 위하여 몇 가지 척도( $\delta$ , 기준에 대한  $D_c$ ,  $D_t$ )를 바꿔서 수행하였다. Figure 1의 계산 모델에서 추진제길이( $L_c$ )를 1500  $\mu\text{m}$ , 축소부 길이( $L_{con}$ )를 1000  $\mu\text{m}$ 로 고정하였고, 직경( $D_c$ ) 1500  $\mu\text{m}$ 를 기준( $\delta=1$ )으로 하였다.  $\delta=1$ 에서 노즐 목/출구 직경은 200/500  $\mu\text{m}$ 이고  $\delta$ 에 따라 직경을 조절하였다. 계산 시 벽면온도는 293 K,  $h'$ 는 50 W/m<sup>2</sup>-K,  $\varepsilon=0.15$ 를 사용하였다. 식 (3), (6)에 대해서 Runge-Kutta 4차를 이용하였다. 압력과 추력은  $\delta$ 가 커짐에 따라 Fig. 2, 3과 같이 열손실을 고려하지 않은 경우에 가까이 가고 있다. 총 역적은 열손실이 없을 경우 9.02mN·s에서 손실을 고려하면 8.74mN·s로 3.2% 정도의 손실이 생겼다.

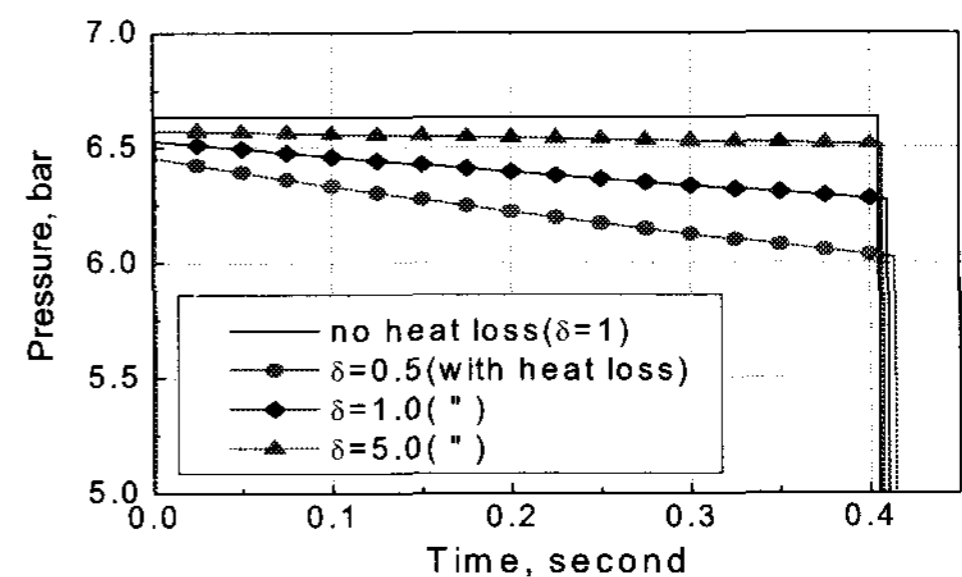


Fig. 2 Pressure Comparison with Scale,  $\delta$

#### 4. 맺음말

본 연구에서 마이크로 고체 추력기의 연소실 내의 열손실을 고려한 내탄도 성능모델을 구성하고 성능예측을 수행하였다. 소형화 되어감에 따라, 즉 면적과 부피 비율이 커짐에 따라 성능이 감소가 증가함을 확인하였다. 차후로 Re 수의 감소로 난류 경향이 작아져서 노즐 내 유동의 점성효과의 증대로 인한 추력의 변화에 대한 연구 등이 더 진행되어야 할 것으로 보인다.

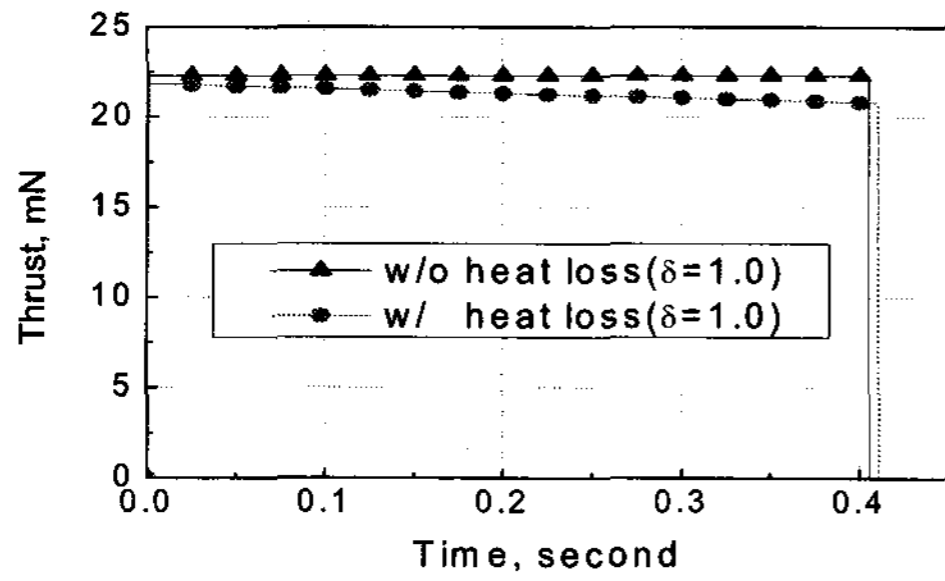


Fig. 3 Thrust comparison at  $\delta=1$

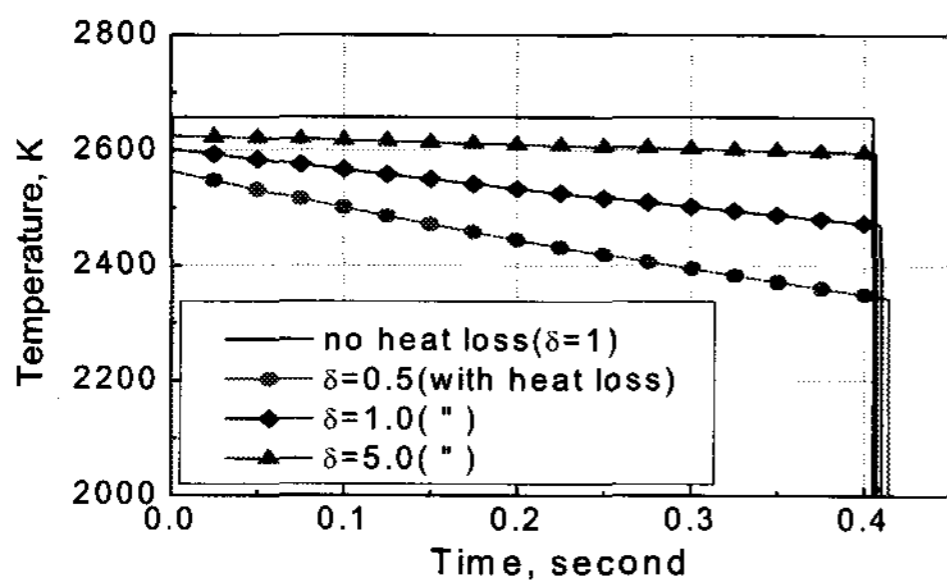


Fig. 4 Temperature Comparison with  $\delta$

$\delta=1$ 인 경우, Fig. 4에서  $Q=0$ 일 때 연소실 온도는 2660 K로 거의 일정하나, 손실을 고려하면 2600 K에서 2470 K로 5% 정도 내려갔으며(Fig. 3), 전체적으로  $\delta$ 가 커질수록, 즉 면적/부피가 작을 경우 초기와 말기의 온도변화가 감소하였다(Fig. 5).

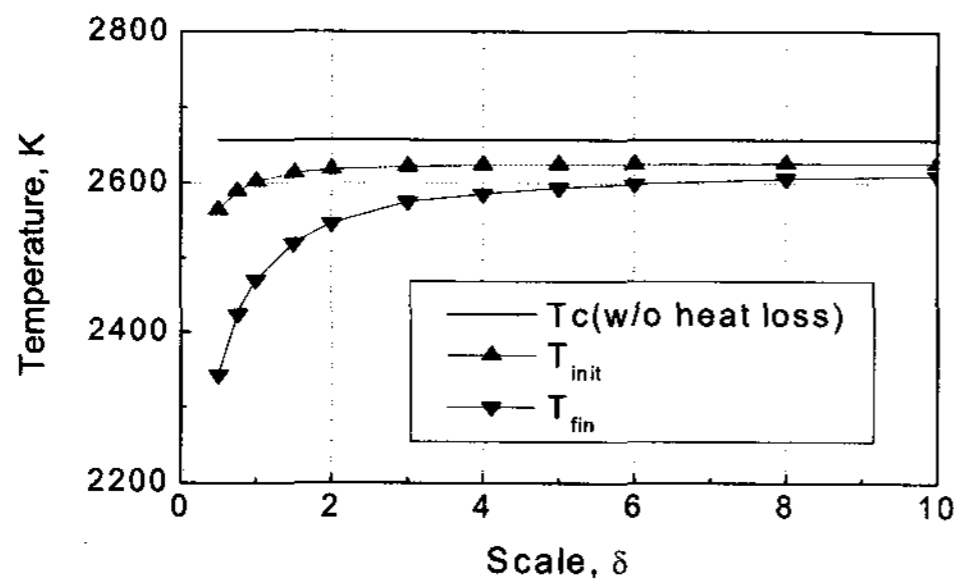


Fig. 5 Temperature variation with Surface/Volume ratio( $1/\delta$ )

#### 참고 문헌

1. Cass, S. "MEMS in space," IEEE Spectrum July Issue, pp.56-61, 2001
2. D.H. Lewis, S.W. Janson, R.B. Cohen, E.K. Antonson, "Digital Micro Propulsion," Proceeding of 12th IEEE International MEMS Conference, pp.517-522, 1999
3. Research report, Solid Rocket Motor Performance Analysis and Prediction, NASA SP-8039, 1971
4. S. Orieux, C. Rossi, D. Esteve, "Compact Model based on a Lumped Parameter Approach for the Prediction of Solid Propellant Micro-rocket Performance", Sensors and Actuators A 101 (2002) 383-391
5. K. Ramamurithi, A.E. Muthunayagam, "Scale up of Propellant Burn Rate with the Size of Rocket Motor", Proceedings of the 13th International Symposium on Space Tech. and Science, Tokyo, June 20 and July 3, 1982
6. Sutton, G. P., Rocket Propulsion Elements, 6th ed., John Wiley & Sons Inc., 1992