

# 마이크로 알루미늄 입자 함유량에 따른 파라핀 연료의 연소 특성 연구

박영훈\* · 류성훈\* · 한승주\* · 문희장\*\*† · 김진곤\*\* · 김준형\*\*\* · 고승원\*\*\*

## A Study on Combustion Characteristics of Paraffin Wax Fuel for Content of Micron-sized Aluminum Particles

Younghoon Park\* · Sunghoon Ryu\* · Seongjoo Han\* · Heejang Moon\*\*† · Jinkon Kim\*\* · Junhyung Kim\*\*\* · Seungwon Ko\*\*\*

### ABSTRACT

This paper describes the combustion characteristics of aluminized paraffin fuel on the contents of micron-sized aluminum particles with nominal diameters of  $8\mu m$ . Aluminized paraffin fuels with mixture ratio of aluminum 0 wt%, 5 wt% and 10 wt% as fuel and GOx(Gaseous Oxygen) as oxidizer were used to perform the experiments. The experimental investigations were performed on the regression rate, the chamber pressure and the combustion efficiency. Increasing a content of micron-sized aluminum particles, the results of regression rate, chamber pressure and combustion efficiency show minor increase compared to those without particles.

### 초 록

본 연구에서는 마이크로 크기의 알루미늄 함유량에 따른 파라핀/알루미늄 연료의 연소특성 변화를 연구하였다. 마이크로 알루미늄 입자 첨가량에 따른 연소 특성을 파악하기 위해 순수 파라핀 왁스에 5 wt%, 10 wt%의 마이크로 알루미늄 입자를 혼합하여 연소 실험을 수행하였다. 연료는 평균  $8\mu m$  크기의 알루미늄 입자와 Sasol사의 미정질 파라핀 왁스(Sasol 0907)를 이용하였고, 산화제는 기체산소를 적용하여 고체 연료의 후퇴율과 압력선도, 연소효율의 변화 등을 조사하였다. 알루미늄 입자의 함유량이 높을수록 고체연료의 후퇴율과 연소실 압력 및 연소 성능효율이 모두 증가함을 확인하였으나 증가폭은 미미함을 확인하였다.

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Paraffin Wax(파라핀 왁스), GOx(기체산소), Micron-sized Aluminum Particle(마이크로 알루미늄 입자), Regression Rate(후퇴율),  $c^*$ (특성 속도)

\* 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

\*\* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

\*\*\* 국방과학연구소

† 교신저자, E-mail: hjmoon@kau.ac.kr

덕티드 로켓은 램제트 추진기관의 일종으로 일반적으로 고체추진기관을 이용한 가스발생기를 채택하고 있다.[1] 고체추진제의 후퇴율은 연소실 내부 압력에 의존하므로 넓은 범위의 유량 조절을 위해서는 광범위한 연소실 압력을 갖게 되며, 이러한 고체추진기관을 이용한 가스발생기의 경우 발사체의 중량을 증가시킨다는 단점이 있다. 반면, 하이브리드 추진기관을 가스 발생기로 이용할 경우 저온의 산화제 유량 제어만으로 연료 농후 가스의 유량을 조절할 수 있어 고체추진기관의 단점인 고온 고압의 환경을 회피할 수 있다. 그러나 하이브리드 추진 가스발생기[2]의 경우 고체추진 가스발생기에 비해 낮은 후퇴율을 갖는 단점이 있다. 이러한 하이브리드 추진기관의 낮은 후퇴율을 개선하기 위해 다양한 연구들[3~4]이 수행되어 왔으나, 고체연료의 후퇴율 향상에 한계를 가지며 체적의 증가, 구조물 삽입 등과 같은 부수적인 문제를 발생시킨다는 한계를 가진다. 따라서, 높은 후퇴율을 가지며 고에너지물질 첨가가 용이한 파라핀 연료에 대한 많은 연구[5]가 진행되고 있다.

파라핀 연료는 고체추진기관 연료에 비해 장시간의 저장 수명을 가지며 독성이 없고 폭발의 위험성이 낮아 안전하며, 연료 제작 시 연료 그레인 제작이 단순하여 경제적이다. 또한 파라핀 연료는 소수성 물질로서 수분에 반응하는 금속 입자 첨가에 있어 이상적이다. 그러나 파라핀 연료는 기존 하이브리드 추진기관의 연료들에 비해 낮은 용융점을 가지는 특성으로 인해, 연소 중 다량의 연료 액적이 연소실에서 연소되지 못하고 외부로 배출되어 연소효율이 낮아지게 된다. 따라서 국외에서는 파라핀 연료에 금속입자를 첨가하여 연소효율 및 성능을 향상시키는 연구[6~7]가 수행되고 있으나, 국내에서는 파라핀 연료에 금속입자가 첨가되었을 때의 연소특성에 관한 연구는 많이 수행되고 있지 않다.

이에 본 연구에서는 알루미늄 입자의 함유량에 따른 파라핀/알루미늄 연료의 연소 시험을 통해 알루미늄 입자의 함유량이 파라핀/알루미늄 연료의 연소특성에 미치는 영향을 분석하였다.

## 2. 연소 시험 설비

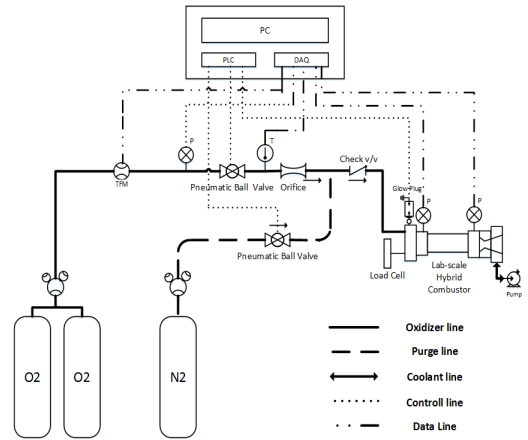


Fig. 1 Schematic of the Hybrid Experimental System

본 연구에서 이용한 추진 실험 장치는 크게 산화제 공급 시스템, 제어 및 데이터 획득 시스템, 하이브리드 연소기로 구성되며, 실험장치 개략도는 Fig.1과 같다. 산화제인 기체산소는 오리피스를 이용하여 유량을 조절하였으며, 기체산소의 산화제 공급 유량은 TFM(Turbine Flow Meter)을 이용하여 측정하였다. 각 제어 밸브는 공압으로 작동하는 액추에이터로 구동되며, 초기 점화는 점화용 Glow plug를 이용하여 KNSB ( $KNO_3$ -Sorbitol) 추진제를 점화하는 방법을 사용하였다. 각 장치는 National Instrument사의 LabVIEW[8]를 통해 제어되며, 센서를 통해 얻어진 압력, 유량, 온도, 추력 데이터 신호는 cDAQ 장비를 통해 PC에 실시간 저장된다. 하이브리드 연소기는 전방연소실, 후방연소실, 연료 그레인, 노즐로 구성되어 있다. 전방연소실과 후방연소실에 각각 압력센서를 장착하였으며, 노즐은 구리로 제작하여 펌프를 통한 물냉각(water cooled)을 하였다.

알루미늄 입자 함유량에 따른 알루미늄/파라핀 연료의 연소 특성 실험을 위해 Table 1과 같은 실험 조건으로 연소 실험을 수행하였다.

Table 1. Specifications of the combustion experimental condition

Oxidizer	Gaseous Oxygen		
Solid Fuel Type	Paraffin Wax (PR100)	Paraffin Wax + 5 wt% Micro Aluminum (PR95- $\mu$ Al5)	Paraffin Wax + 10 wt% Micro Aluminum (PR90- $\mu$ Al10)
Solid Fuel Density	923 kg/m <sup>3</sup>	951 kg/m <sup>3</sup>	988 kg/m <sup>3</sup>
Oxidizer supply pressure	29.6 bar	27.5 bar	28.5 bar
Combustion time	5 sec		
Oxidizer Mass Flow Rate	5 - 45 g/sec		
Injector Type	Axial		
Fuel Grain Configuration			
Port number	Single port		
Initial Port Diameter (D <sub>i</sub> )	15 mm		
Outer Diameter (D <sub>o</sub> )	60 mm		
Grain Length (L)	200 mm		

### 3. 연소 시험 결과

#### 3.1 마이크로 알루미늄 입자 함유량에 따른 후퇴율

후퇴율은 연소 전·후 연료 무게 차이를 부피 변화로 계산하여 구하는 시공간 평균화된 후퇴율 Eq. 1~3을 이용하였으며, 이는 Eq. 4와 같이 산화제 질량유속에 대한 식으로 나타낼 수 있다.[9]

$$\Delta m_{fuel} = \rho_{fuel} \Delta V = \frac{\pi \rho_{fuel} (D_f^2 - D_i^2) L}{4} \quad (1)$$

$$D_f = \sqrt{\left(\frac{4 \Delta m_{fuel}}{\rho_{fuel} \pi L}\right) + D_i^2} \quad (2)$$

$$\dot{r} = \frac{D_f - D_i}{2t_b} \quad (3)$$

$$\dot{r} = a G_{o,avg}^n \quad (4)$$

D<sub>f</sub> : Diameter of final fuel port

D<sub>i</sub> : Diameter of initial fuel port

L : Length of fuel grain

t<sub>b</sub> : Combustion time

$\dot{r}$  : Regression rate

G<sub>o,avg</sub> : Averaged oxidizer mass flux

Figure 2는 산화제 질량유속에 따른 알루미늄/파라핀 고체연료의 후퇴율을 알루미늄 입자 함유량에 대하여 나타내고 있으며 산화제 질량 유속에 대한 후퇴율을 Eq.4로부터 계산하여 Table 2에 정리하였다.

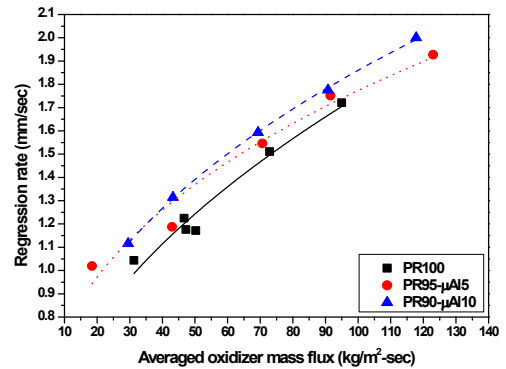


Fig. 2 Comparisons of overall regression rate for different content of micron-sized aluminum particles

Table 2. Comparisons of the regression rate

Fuel Type	$a \left[ \frac{mm}{sec} \left( \frac{kg}{m^2 sec} \right)^{-n} \right]$	n
PR100	0.1813	0.49
PR95- $\mu$ Al5	0.3177	0.37
PR90- $\mu$ Al10	0.2701	0.42

Figure 2로부터 산화제 질량 유속에 대한 고체연료의 후퇴율은 알루미늄의 함유량이 증가함에 따라 동일한 산화제 유속에서 고체연료의 후퇴율이 증가하는 것을 알 수 있다.

### 3.2 알루미늄 입자 함유량에 따른 연소실 압력

Figure 3은 산화제 질량유속에 따른 연소실 압력을 알루미늄 입자 함유량에 대하여 나타낸 그래프이며, 알루미늄 입자 함유량이 증가할수록 연소실 압력이 증가하는 경향을 보이고 있다. 이는 알루미늄 입자의 연소반응으로 인해 상승폭은 크지 않지만 압력이 상승되는 것으로 볼 수 있다.

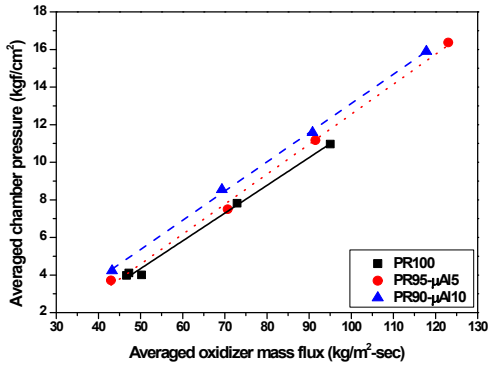


Fig. 3 Averaged chamber pressure vs. averaged oxidizer mass flux

이와 같이 알루미늄의 입자첨가에 따라 연소실 압력상승이 미미한 것에 대한 결과는 두 가지로 해석될 수 있다. 첫째는 낮은 알루미늄 함유량으로 인한 원인으로 분석될 수 있으며, 둘째는 낮은 연소실 온도가 원인으로 작용할 수 있을 것으로 사료된다.

Figure 4는 현재 실험조건의 산화제 유속 범위 (20~130 kg/m²-sec)에 해당하는 O/F비 (0.4~2.0)를 나타낸 것으로써 CEA(Chemical Equilibrium with Applications)[10]를 통해 구한 순수 파라핀의 이론 O/F비인 3.4보다 낮아 연료과농연소 영역에 해당함을 확인하였다. Fig. 5는 CEA를 이용하여 계산된 기체산소와 순수 파라핀의 O/F비에 따른 화염온도를 나타낸다. CEA코드를 이용

하여 비평형연소가 지배적인 연료과농연소 영역에서의 연소온도를 정확히 예측하는 것은 불가능하고, 해석결과가 알루미늄 입자가 포함된 파라핀 혼합연료의 연소온도를 의미하는 것은 아니다. 그러나 연소실 내에서 파라핀이 알루미늄 입자보다 먼저 연소되는 것을 감안할 때, 알루미늄 입자의 연소가 진행되기 시작하는 연소실 내의 상태를 간접적으로 확인할 수 있는 데이터라 판단된다. 이에 Fig. 5의 결과로 미루어 볼 때 연소실내의 온도가 최대 1700K으로, 마이크로 알루미늄을 충분히 연소시키는데 요구되는 2300K[11]에 미치지 못한 것을 간접적으로 확인하였으며 알루미늄입자에 충분한 열량공급이 이루어지지 않아 첨가된 모든 알루미늄 입자가 연소되지 못하고 연소실 밖으로 배출되어 압력상승의 폭이 미미한 것으로 사료된다.

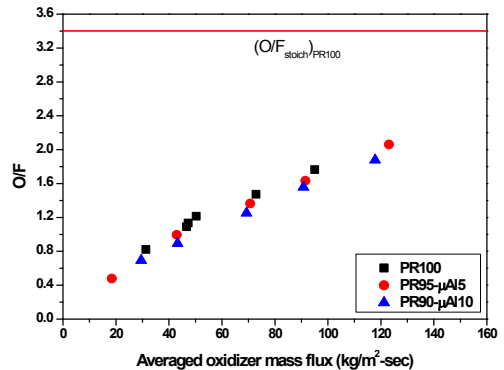


Fig. 4 O/F ratio vs. averaged oxidizer mass flux

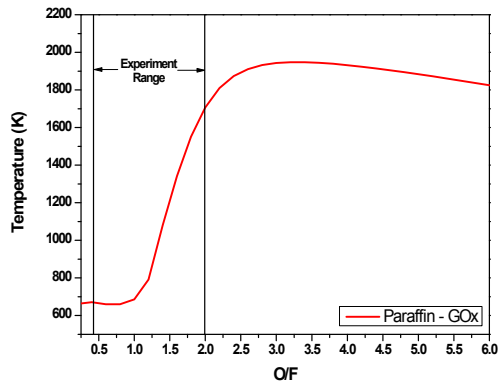


Fig. 5 Temperature plot vs. O/F ratio

### 3.3 알루미늄 입자 함유량에 따른 특성 속도( $C^*$ )

특성 속도는 노즐 팽창부의 형상과 무관하여 연소실 내 추진제의 연소특성 및 연소효율을 나타내어 로켓의 성능을 비교할 수 있는 변수로서 Eq. 5와 같다. Fig. 6은 알루미늄 입자 함유량에 따른 O/F비에 대한 특성 속도를 나타내고 있다. CEA를 통해 순수과라핀의 이론 특성 속도를 구하였으며 Fig. 6 내 실선으로 표현하였다.

$$C^* = \frac{P_c \cdot A_t}{\dot{m}_p} \quad (5)$$

$C^*$  : Characteristic velocity(m/s)

$P_c$  : Chamber pressure(Pa)

$A_t$  : Nozzle throat area(m<sup>2</sup>)

$\dot{m}_p$  : Averaged propellant mass flow rate(kg/s)

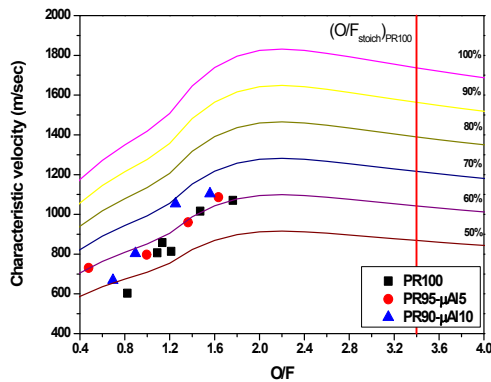


Fig. 6 Characteristic velocity vs. O/F ratio

실험적으로 구한 특성 속도는 이론 특성 속도 대비 약 50~60%의 효율을 보였으며 알루미늄 입자 함유량이 높아질수록 더 높은 효율을 갖는 경향을 확인하였다. 이는 입자의 연소반응으로 인한 압력상승에 의해 연소효율이 증가됨을 암시하며 추후 연구를 통해 보다 심도 깊은 분석을 수행할 예정이다.

## 4. 결 론

본 연구에서는 마이크로 크기의 알루미늄 함유량

에 따른 파라핀/알루미늄 연료의 연소특성 변화를 연구하였다. 산화제는 기체산소를 사용하였으며 순수 파라핀과 마이크로 알루미늄이 각각 5 wt%와 10 wt% 함유량으로 적용된 연료에 대해 연소 특성을 파악하고 분석하였다. 연소시험 결과 알루미늄 입자의 함유량이 높아질수록 연료의 후퇴율이 증가하였으며 연소실 압력과 특성 속도 또한 증가하였으나 상승폭은 크지 않음을 확인하였다. 추후 입자 함유량 및 산화제 유속에 대한 추가적인 실험데이터를 확보하여 입자 첨가에 의한 영향을 보다 심도 있게 분석할 예정이다.

## 후 기

본 논문은 국방과학연구소의 지원(UD150033GD)을 받아 수행된 연구로서 지원에 감사드립니다.

## 참 고 문 헌

1. Fry, R.S., "A Century of Ramjet Technology Propulsion Evolution", Journal of Propulsion and Power, Vol. 20, No. 1, pp27-58, 2004
2. 한승주, 김계환, 주성민, 김성수, 문희장, 김진곤, "하이브리드 로켓 모터를 이용한 덕티드 로켓용 가스 발생기 연구", 한국추진공학회 2014년도 추계학술대회 논문집 pp.689-694, 2014
3. 문근환, 오지성, 조정태, 이정표, 문희장, 성홍계, 김진곤 "원통형 멀티포트 그레이네 스월 인젝터를 적용한 하이브리드 로켓의 연소 특성 연구," 한국추진공학회
4. 김기훈, "원통형 멀티 포트 그레이네를 적용한 PE/N2O 하이브리드 로켓의 연소 특성 연구", 한국항공대학교 석사학위 논문, 2010
5. Cantwell, B., Karabeyoglu, A., and Altman, D., "Recent Advances in Hybrid Propulsion," International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion, Vol.9, No.4, pp. 305-326, 2010

6. Dermanci, Omer, and Arif M. Karabeyoglu. "Effect of Nano Particle Addition on the Regression Rate of Liquefying Fuels." 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2015
7. Karabeyoglu, M. A., Altman, D.,& Cantwell, B. J. "Combustion of liquefying hybrid propellants: Part 1", general theory. Journal of Propulsion and Power, 18(3), 610-620, 2002
8. National Instrument, "LabVIEW," <http://www.ni.com/ko-kr.html>
9. Humble, R. W., Space Propulsion Analysis and Design, First Edition-Revised, The McGraw-Hill Companies Inc., 1995
10. National Aeronautics and Space Administration "Chemical Equilibrium with Applications"
11. Ephraim, B. W. and Matthew, L. Gross, "Fundamental Simulation of Aluminum Droplet Combustion", 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 2010-6677, Nashville, TN, July 2010