

# GN<sub>2</sub>O/PE를 사용한 End-Burning 하이브리드 추진 시스템의 연소 특성 연구

우경진\* · 문근환\* · 오지성\* · 이정표\* · 문희장\*\* · 성홍계\*\* · 김진곤\*\*†

## A Study on the Combustion Characteristic in End-Burning Hybrid Propulsion System using GN<sub>2</sub>O/PE

Kyoungjin Woo\* · Keunhwan Moon\* · Jisung Oh\* · Jungpyo Lee\* · Heejang Moon\*\* · Hong-Gye Sung\*\* · Jin-Kon Kim\*\*†

### ABSTRACT

In this study, combustion experiments of the End-Burning Hybrid Propulsion System using GN<sub>2</sub>O(Gas Nitrous oxide)/HDPE were performed and the results were compared to those of the combustion experiments using GOX/HDPE. The regression rate of the solid fuel using GN<sub>2</sub>O is lower than that of the solid fuel using GOX since oxidizer inlet velocity of GN<sub>2</sub>O is lower than that of GOX. However, in case of using GN<sub>2</sub>O, the characteristic velocity is higher than those of the GOX. The combustion chamber pressure and thrust were relatively kept constant during combustion.

### 초 록

산화제로 GN<sub>2</sub>O, 고체 연료는 HDPE(High Density PolyEthlene)를 사용하여 End-Burning 하이브리드 연소 실험을 수행하여 GOX/HDPE를 사용한 결과와 연소 특성을 비교하였다. 스월 인젝터 출구의 산화제 분사 속도 차이로 인해 GN<sub>2</sub>O를 사용한 경우에 GOX를 사용한 경우보다 낮은 후퇴율이 나타났으나 연소 효율은 GN<sub>2</sub>O/HDPE가 GOX/HDPE의 경우보다 높게 나타났다. 연소실 압력 및 추력은 연소 시간동안 비교적 일정하게 유지되었다.

Key Words: End-Burning(엔드 버닝), Hybrid Propulsion System(하이브리드 추진 시스템), GN<sub>2</sub>O(기체 아산화질소), HDPE(고밀도 폴리에틸렌), Regression Rate(후퇴율)

### 1. 서 론

하이브리드 추진 시스템은 산화제는 기체 또

는 액체, 연료로는 고체를 사용하여 액체 로켓과 고체 로켓의 장점을 고루 갖추면서 단점을 보완할 수 있는 시스템으로 현재 실용화를 위한 많은 연구가 진행되고 있다. 하이브리드 추진 시스템에서 일반적으로 사용하는 단일 혹은 다수의 원형 포트를 가진 고체 연료의 경우, 연소가 진행됨에 따라 연소 표면적이 증가하고, 따라서

\* 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

\*\* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

† 교신저자, E-mail: jkkim@kau.ac.kr

O/F 비가 감소하여 최적 연소 조건을 유지하기 어려운 단점이 있다. 이러한 문제를 해결하기 위해 동일한 연소 단면적을 가지는 End-Burning 하이브리드 추진 시스템에 대한 연구가 이루어졌다[1,2]. End-Burning 하이브리드 추진 시스템의 경우 균일한 연소 단면적을 가지기 때문에 동일 연소 조건이 유지되어 일정한 추력을 필요로 하는 위성의 궤도 진입 및 자세 제어 추력 시스템의 적용에 적합하다.

실제 시스템에 적용할 경우, 충전 효율을 높이기 위해 산화제로 O<sub>2</sub>나 N<sub>2</sub>O, 과산화수소 등을 일반적으로 사용한다. 그 중 N<sub>2</sub>O의 경우 독성이 없고 자발 가압 특성으로 인해 소형 시스템에 적용하기 쉬운 장점이 있다. 본 연구에서는 N<sub>2</sub>O의 기초 연소 특성을 알아보기 위해 기체 N<sub>2</sub>O를 사용하여 실험을 수행하였고, GOX/HDPE를 사용한 실험 결과[1]와 비교하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 실험장치 및 방법

본 연구에서 사용한 연소 실험 장치는 크게 산화제 공급장치, 점화 장치, 연소기 및 데이터 수집 장치의 네 부분으로 구성되며, 연소기의 형태는 Fig. 1과 같다. 본 연구에서 사용된 인젝터는 Fig. 2와 같으며, 기하학적 스윙 상수 값 150을 가지는 점선형 스윙 인젝터로 설계하였다. 산화제가 스윙러 입구를 통해 균일하게 공급되고 스윙러 출구에서의 산화제 축 방향 속도가 균일하다고 가정하면 스윙 상수는 Eq. 1과 같이 표현할 수 있다[3]. 이 식에서  $R_e$ 는 스윙 인젝터 출구 반경,  $R_i$ 는 스윙러 입구 반경,  $n$ 은 스윙러 입구 개수이다.

$$S_g = \frac{(R_e - R_i)R_e}{nR_i^2} \quad (1)$$

산화제는 초킹 오리피스를 이용하여 유량을 제어 하였고, 산화제 공급유량은 TFM을 이용하여 측정된 체적 유량과 밀도를 이용하여 계산하였다. GN<sub>2</sub>O의 경우 상온에서 이상기체 거동에서 크게 벗어나기 때문에 GN<sub>2</sub>O의 유량과 인젝터 출구에서의 속도를 구하기 위해 산화제 공급 배관에서 측정된 압력과 온도를 이용하여

NIST(National Institute of Standards and Technology)의 Standard Reference Data를 참고하여 Isothermal 조건으로 밀도 값을 계산하였다[4].

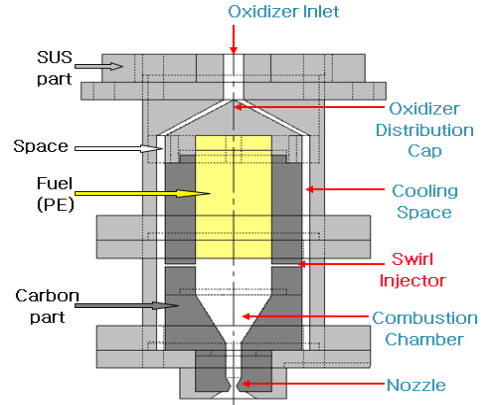


Fig. 1 Schematic of the lab-scale end-burning hybrid combustor

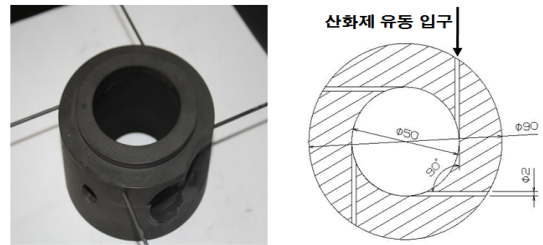


Fig. 2 The shape of the swirl injector used in the experiment

점화 장치는 부탄가스와 기체 산소 혼합 가스에 Spark를 가하는 토치식 점화기를 사용하였다. 실험은 PLC (Program Logic Control)를 통해 제어되며 DAQ 보드를 이용하여 각 센서로부터 데이터를 획득하였고, 실험 조건은 Table 1과 같다.

Table 1 Specification of the combustion test

Oxidizer	Gas N <sub>2</sub> O	Gas Oxygen[1]
Geometric Swirl No.	150	150
Solid Fuel	HDPE	HDPE
Solid fuel density (kg/m <sup>3</sup> )	951	951
Oxidizer Supply Range (g/sec)	3.5 ~ 27.6	3.6 ~ 14.5
Burning time (sec)	20	20
Fuel Grain Configuration	Diameter(D)	50 mm
	Grain Length(Li)	90 mm

## 2.2 실험 결과

### 2.2.1 산화제 종류에 따른 후퇴율

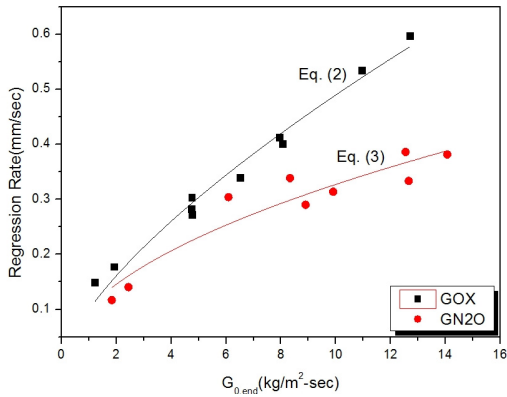


Fig. 3 Regression Rate Behavior on the Oxidizer Mass Flux[1]

후퇴율은 연소 시간동안 소비된 연료의 총 연소량을 측정하고 연료 밀도를 이용하여 체적 변화량으로 계산한 평균 후퇴율로 계산하였다.

Figure 3은 연료로 HDPE를 사용하고 산화제로 GOX와 GN<sub>2</sub>O를 사용하였을 때의 산화제 유속에 대한 후퇴율을 나타낸 것이다. Eq. (2), (3)는 각각 산화제로 GOX와 GN<sub>2</sub>O를 적용하였을 때의 후퇴율 식이다.

$$\dot{r} = 0.1 G_{o, end}^{0.69} \quad (\text{GOX/HDPE}) \quad (2)$$

$$\dot{r} = 0.103 G_{o, end}^{0.5} \quad (\text{GN}_2\text{O/HDPE}) \quad (3)$$

동일 산화제 유속 조건에서 GOX를 산화제로 사용한 경우의 후퇴율이 GN<sub>2</sub>O보다 높은 결과를 보인다. 이는 Fig. 4에 나타난 것과 같이, GOX와 GN<sub>2</sub>O의 인젝터에서의 분사 속도 차이로 인한 것으로 설명된다. 산화제의 유속이 증가함에 따라 GOX의 분사 속도가 GN<sub>2</sub>O보다 점점 높아져 산화제의 접선방향 운동량이 커지게 되고, 이에 따라 산화제로 GOX를 적용하였을 경우 깎여 나가는 연료의 양이 GN<sub>2</sub>O를 적용하였을 때보다 더 큰 것으로 판단된다. 이는 Fig. 5의 연소 후 연료 형상에서도 확인할 수 있다. 산화제가 GOX인 경우 인젝터에서의 스웰 유동으로 인해 접선방향으로 연료가 패인 흔적이 보이지만,

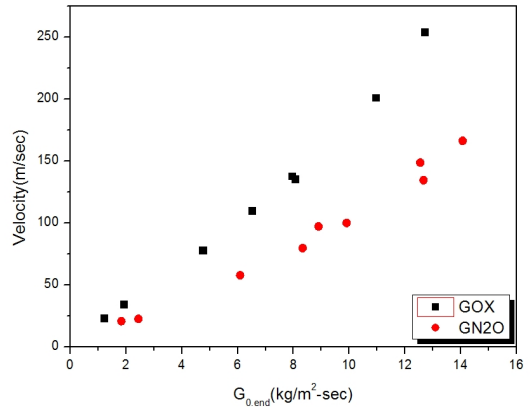


Fig. 4 Injector Outlet Velocity Behavior on the Oxidizer Mass Flux

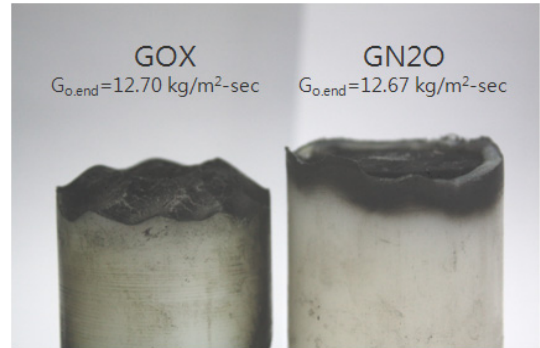


Fig. 5 Fuel Shape after Combustion

GN<sub>2</sub>O를 산화제로 사용한 경우 연료가 패인 흔적이 없이 표면이 균일하게 연소되는 것을 알 수 있다.

### 2.2.2 연소 특성

Figure 6과 7에 각각의 산화제를 사용한 경우의 연소실 압력과 추력에 대한 그래프를 나타내었다. 산화제의 종류에 관계없이 End-Burning 하이브리드 추진 시스템의 목적인 일정한 추력이 발생하는 것을 확인하였다. GOX의 경우 연료의 연소 표면이 GN<sub>2</sub>O에 비해 불균일하여 약간의 연소실 압력 변화가 있지만 변화량은 크지 않고, 연소시간에 대해 추력은 큰 변화없이 나타남을 알 수 있다.

Figure 3과 같이 유속이 커질수록 GN<sub>2</sub>O의 후퇴율은 GOX에 비해 낮게 나타났으나, Fig. 9에서 나타난 바와 같이 산화제 유속 범위가 커질

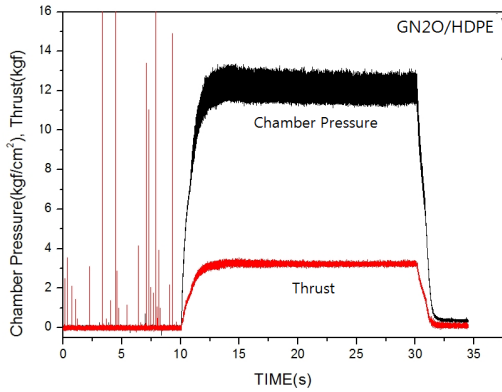


Fig. 6 Chamber Pressure and Thrust on Time (GN<sub>2</sub>O/HDPE, G<sub>0\_end</sub> : 8.90 kg/m<sup>2</sup>sec)

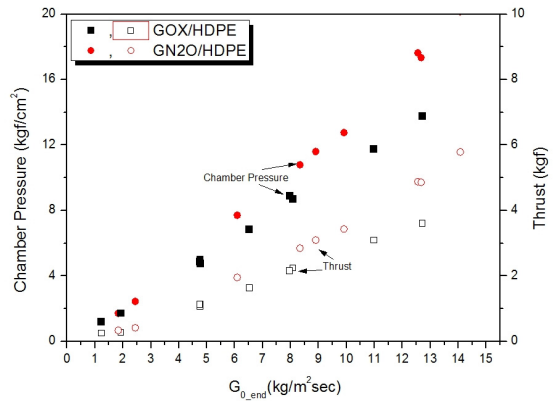


Fig. 8 Chamber Pressure and Thrust on the Oxidizer Mass Flux

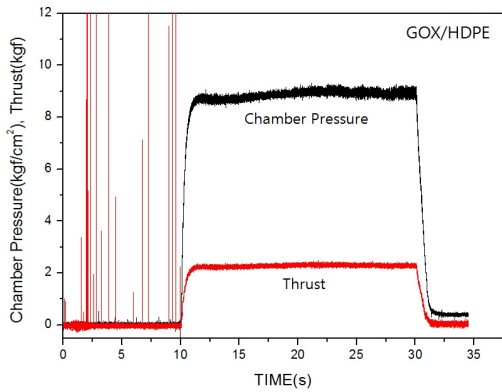


Fig. 7 Chamber Pressure and Thrust on Time (GOX/HDPE, G<sub>0\_end</sub> : 8.06 kg/m<sup>2</sup>sec)

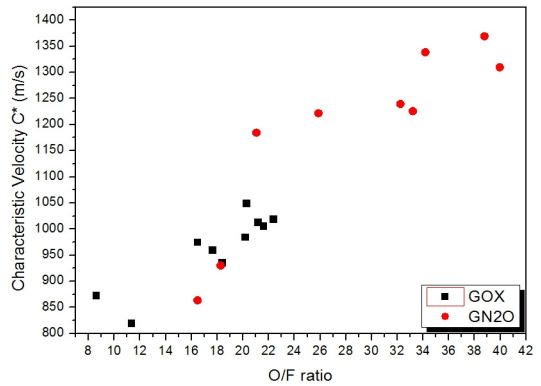


Fig. 9 Characteristic Velocity C\* with O/F ratio

수록 연소실 압력과 추력은 오히려 GOX보다 높게 나타났다. 산화제 저 유속 구간에서는 압력 및 추력이 산화제의 종류에 따라 큰 차이가 없지만 고 유속으로 갈수록 차이가 커짐을 볼 수 있다. 이는 산화제로 GOX를 적용하였을 경우 인젝터 출구의 강한 스웰 유동으로 인해 짝여 나간 연료가 미연소 되어 노즐 밖으로 배출되어 연소효율이 떨어지는 것으로 Fig. 9에서 C\*의 값이 낮은 것으로 미루어 판단할 수 있다.

또한 화염온도의 차이로 설명할 수 있다. Fig. 9는 GOX/HDPE, GN<sub>2</sub>O/HDPE에서의 O/F 비에 따른 화염 온도로, CEA (Chemical Equilibrium and Application) Code를 이용해 계산한 것이다[5]. 이번 실험에서의 O/F 비 구간은

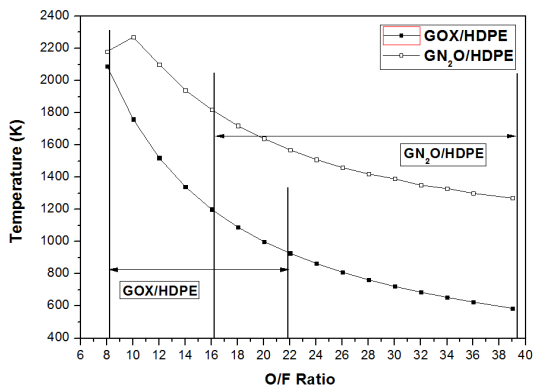


Fig. 10 Flame Temperature with O/F Ratio

Fig. 10과 같이 두 가지 산화제 모두 상관없이 lean한 영역 내에 존재하고 있다. GOX를 사용한

경우보다 GN<sub>2</sub>O의 경우가 O/F 비의 증가에 따른 화염 온도의 감소폭이 비교적 작고, 대부분 화염 온도가 높게 나타나고 있다.

GOX를 사용한 경우 화염 온도는 Fig. 12과 같이 실험 O/F 비 영역인 8.5 ~ 22 사이에서 약 900 ~ 2000 K이며, GN<sub>2</sub>O의 경우는 O/F 비 16.5 ~ 40에서 약 1300 ~ 1800 K이다.

본 연구의 실험조건에서 GN<sub>2</sub>O/HDPE의 화염 온도가 상대적으로 GOX/HDPE보다 높기 때문에, 동일 추진제 유량에서 연소실 압력과 추력이 높게 나타나는 것으로 판단된다.

산화제로 GN<sub>2</sub>O, GOX를 적용한 경우 모두 연소가 lean한 영역에서 이루어진 것은 연소 단면적이 일반적인 원형 포트의 고체 연료에 비해 작기 때문에 주입되는 산화제의 양에 비하여 연소되는 연료의 양이 적은 것으로 판단된다.

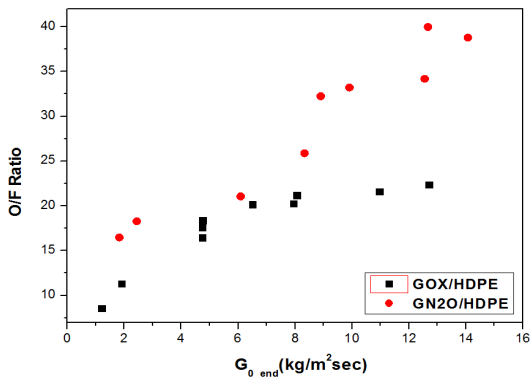


Fig. 11 O/F ratio on the Oxidizer Mass Flux

### 3. 결 론

본 연구에서는 GN<sub>2</sub>O와 GOX를 산화제로 적용하여 산화제 종류에 따른 End-Burning 하이브리드 추진 시스템의 연소 특성 변화에 대해 연구하였다. 스월 인젝터 출구에서의 속도 차이로 인하여 GN<sub>2</sub>O를 사용한 경우가 GOX의 경우보다 낮은 후퇴율을 보였으나, 스월 인젝션 유동으로 인한 미연소된 연료의 발생 차이 및 실험

O/F비 영역이 GN<sub>2</sub>O가 GOX에 비해 더 높은 화염 온도를 나타내는 구간에서 수행되어 유속이 높을수록 GN<sub>2</sub>O의 경우가 더 높은 연소효율을 나타내었다. 본 실험에서는 연료의 연소 단면적이 작아 전체적으로 lean한 구간에서 실험이 이루어져, 추후 연소성능을 높이기 위해서 연소 단면적, 즉 연료 직경을 증가시켜 실험이 수행되어야 할 것으로 생각된다.

### 후 기

"이 논문은 2007년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국과학재단의 국가지정연구실사업으로 수행된 연구임 (No.R0A-2007-000-10034-0(2007))."

### 참 고 문 헌

1. S. J. Kim., J. K. Kim., J. Y. Koo., H. J. Moon., S. C. Cho., "The Study on Combustion Characteristic of End-Burning Hybrid Rocket Engine", KSAS Spring Conference, 2004, pp. 625-628S. C. Lee., "A Study on Combustion Characteristic with the various Injectors and Fuels for End-Burning Hybrid Rocket", M. S. Dissertation, Dept. of Aerospace and Mechanical engineering, Korea Aerospace University, 2006
2. S. C. Lee., "A Study on Combustion Characteristic with the various Injectors and Fuels for End-Burning Hybrid Rocket", M. S. Dissertation, Dept. of Aerospace and Mechanical engineering, Korea Aerospace University, 2006
3. Beer, J. M., and Chigier, N. A., "Combustion Aerodynamics", Applied Science Pub., London, 1972, pp.109.
4. The National Institute of Standards and Technology(NIST) Standard Reference Data, <http://webbook.nist.gov/chemistry/>