하이브리드 로켓의 산화제 종류에 따른 고체연료 연소특성 비교

이정표* · 조성봉* · 김수종* · 윤상규* · 박수향* · 김진곤**

Comparison of Combustion Characteristic with GN2O and GOX as Oxidizer in Hybrid Rocket

Jung-Pyo Lee* · Sung Bong Cho* · Soo-Jong Kim* · Sang-Kyu Yoon* · Su-Hayng Park* · Jin-Kon Kim**

ABSTRACT

In this study, the combustion characteristics was studied with various oxidizer in hybrid propulsion system. In this experiments GN_2O and GOX were used as oxidizer, and PE was used as fuel. The combustion behavior was explained by flame temperature with mass O/F ratio, and the use of GN_2O as the oxidizer caused a increase in combustion efficiency with GOX in the same hybrid motor. The mass flow rate of gaseous oxidizer was controlled by the several chocked orifices that have different diameter, and the oxidizer supply range was 13.8 ~ 42.7 g/sec. As result, the empirical relation for oxidizer type was represented by mass flux of solid fuel, it was obtained with mass transfer number, and mass flux of oxidizer.

초 록

하이브리드 추진 시스템에서의 산화제 종류에 따른 연소특성을 알아보기 위한 연구를 수행하였다. 산화제는 GN_2O와 GOX를 사용하고, 고체연료는 폴리에틸렌(PE)을 사용해 연소시험을 하였다. 산화제 종류에 따른 연소특성은 O/F 비에 따른 화염온도로 해석이 가능하였으며, GN_2O가 GOX보다 하이브리드 추진 시스템의 산화제로 효율이 좋음을 확인하였다. 산화제의 유량은 직경이 다른 여러개의 쵸킹 오리피스로 제어했고, 산화제 공급 유량범위는 0.0138~0.0427 kg/sec 이었다. 산화제 종류에 따른 연소특성을 표현하는 실험식은 고체연료의 질량유속으로 나타냈고, 이는 물질전달 수와 산화제의 질량유속으로 얻어진다.

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), GN_2O(가스 아산화질소), GOX(가스 산소), Mass Flux(질량 유속), Mass Transfer Number(물질전달 수), Flame Temperature(화염온도), O/F

* 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과
** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부
연락저자, E-mail: rock2t@hanmail.net

Ⅰ. 서 론

하이브리드 로켓 추진시스템은 액체나 고체

로켓 추진시스템에 비해 저렴하고 안전한 시스템이다. 고체 로켓 추진시스템과 비교해 볼 때 생산, 운송 및 저장 과정에서 하이브리드 로켓 추진시스템의 고체연료는 폭발의 위험성이 없어 안전하고, 추력조절이나 소화 · 재점화가 가능하다. 액체 로켓 추진시스템과 비교해 볼 때 하이브리드 로켓 추진시스템은 구조가 단순하고 신뢰성이 높은 장점이 있다. 또한 하이브리드 추진제에서 배출되는 가스는 무독성으로 인체에 무해한 친환경적 추진시스템이다.[1, 2, 3] 그러나 액체, 고체 로켓 추진시스템에 비해 하이브리드 로켓 추진시스템은 연구 기간이 짧고, 연구 내용이 적다. 특히 여러 가지 하이브리드 산화제, 연료 조합에서의 연구가 부족해, 하이브리드 추진제에 대한 연소특성을 알기에 어려움이 있다. O_2, N_2O, H_2O_2, HAN 등이 하이브리드 산화제로 쓰이고 있는데, 동일한 연료에서 산화제에 따른 연소특성을 비교한 바가 많지 않다. 따라서 본 논문에서는 하이브리드 추진 시스템에서 고체연료는 PE, 산화제로는 GN_2O, GOX를 이용해 산화제에 따른 연소특성 변화를 알아보고자 한다.

1. 연구배경

N_2O는 상온에서 액체와 기체 두 개의 상으로 공존하고, 증기압을 유지하며, 자발가압(self pressurizing)되는 특성이 있어 부가적인 가압 시스템을 필요로 하지 않는다. 또한 LOX와 같은 다른 산화제에 비해 안전하고 경제적이기 때문에, 하이브리드 로켓 추진시스템의 산화제로서 N_2O는 효율이 좋다.[5]

Pennsylvania State University에서는 고체연료로 HTPB를 사용하고 산화제로 GN_2O, GOX를 사용해 연소특성 변화에 대한 연구를 수행하였다. 연구 결과, 산화제 유량 0.018 ~ 0.028 kg/sec에서 산화제로 GN_2O를 사용했을 때 시스템이 간단해지는 장점은 있지만, GOX를 사용했을 때보다 성능이 떨어지는 결론을 보였다.[4]

본 논문에서는 하이브리드 연료로 PE를 사용하고, 산화제로 GOX, GN_2O를 사용해 이에 대한 실험적 검증과 연소특성 변화에 대해 연구를 하고자 한다.

II. 본 론

1. 실험 장치 및 실험 조건

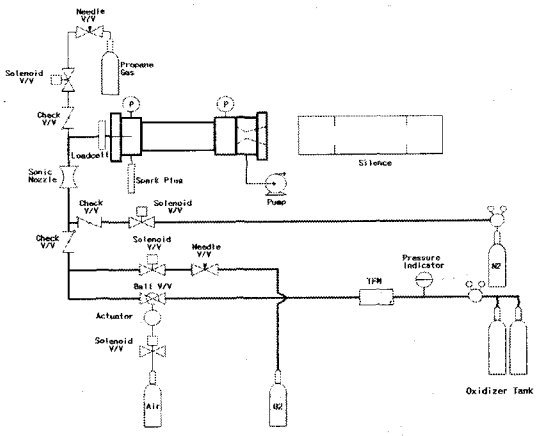

Fig. 1 Schematic of the Hybrid Experimental System

본 연구에 사용된 하이브리드 연소 실험 장치는 Fig. 1과 같다. 전체 시스템은 점화 시스템, 연소기 시스템, 산화제 공급 시스템, 데이터 획득 및 제어 시스템의 네 부분으로 구성되어 있다. 산화제에 따른 연소특성 변화만을 고려하기 위해서 산화제 종류 및 유량을 제외한 나머지 실험 변수들은 동일하게 하였으며, 실험 조건은 Table 1과 같다.

Table 1. Specification of the Combustion Test

Oxidizer	**GOX, GN_2O**
Solid Fuel	**PE**
Length	**200 mm**
Port Diameter	**15 mm**
Burning Time	**10 sec**
Oxidizer Supply Range	**0.0138 ~ 0.0427 kg/sec**

고체연료의 연소속도를 나타내는 후퇴율은 하이브리드 연소특성을 나타내는 주요변수로 사용되어 왔다. 그러나 고체연료 종류의 차이와 연소시간 등을 고려할 수 없는 문제점이 있어, 이런 특성을 고려할 수 있는 고체연료 연소율로 연소특성을 표현하였다. 하이브리드 로켓의 연소특성을 표현한 식은 Eq. 1과 같다.[6] 고체연료의 열역학적 특성을 나타내는 물질전달 수(B)는 Eq. 2와 같이 정의되고, 물질전달 수를 구하는데 필요한 u_∞와 u_c의 관계식은 Eq. 3를 이용해 구하였다.[7, 8]

$$\dot{m}_f'' = \frac{\dot{m}_f}{A_i} = \rho r \frac{A_{avg}}{A_i} = a_0 G_o^n B^m \tag{1}$$

$$B = \frac{(\rho v)_s}{\frac{1}{2} C_f \rho_\infty u_\infty} = \left[\frac{(h_c - h_s)}{h_v} \frac{u_\infty}{u_c} \right] \tag{2}$$

$$\frac{u_\infty}{u_c} = \frac{1 + (O/F + 1)((h_c - h_s)/h_v)}{O/F((h_c - h_s)/h_v)} \tag{3}$$

$\dot{m}_f$	Fuel Mass Flow Rate (kg/s)
A_i, A_{avg}	Fuel Port Initial, Average Area(m^2)
G_o	Oxidizer Mass Flux$(kg/m^2 sec)$
u_c	Axial Velocity at the Flame (m/s)
u_∞	Axial Velocity Outside Boundary Layer (m/s)
h_c	Enthalpy in the Flame (kJ/kg)
h_s	Enthalpy on the Fuel Surface (kJ/kg)
h_v	Vaporization Enthalpy (kJ/kg)

2. 실험 결과 및 검토

Figure 2는 N_2O, GOX 산화제와 PE 연료 반응에서의 O/F 비에 대한 화염온도를 NASA의 Thermochemical Program인 CEA Code를 사용해 계산한 것이다. GOX와 PE 반응은 3 근방의 O/F 비에서 가장 높은 화염온도를 나타내고, N_2O와 PE 반응은 7 근방의 O/F 비에서 가장 높은 화염온도를 나타낸다. PE와의 반응에서 GOX가 N_2O보다 최고 화염온도는 더 높게 나타나지만 O/F 비가 커질수록 화염온도는 급격하게 떨어짐을 확인할 수 있으며, O/F 비가 약 6.5 이상인 구간에서 PE와 N_2O의 화염온도가 GOX, PE와의 화염온도 보다 높게 나타난다.

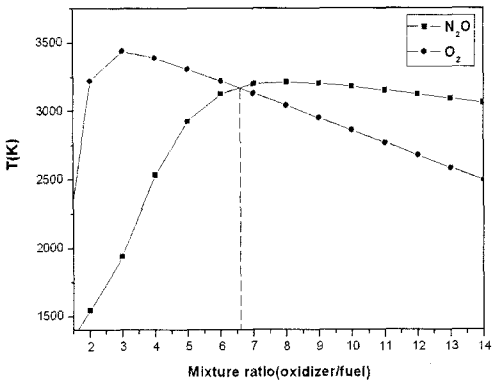

Fig 2 Flame temperature history as function of O/F ratio in CEA (N_2O and O_2 oxidizer burned with PE fuel)

Figure 3은 단일 포트 형상의 PE 연료와 GN_2O, GOX 산화제가 반응했을 때, O/F 비에 대한 고체연료 연소량을 나타낸다. O/F 비가 약 6.7 보다 작은 범위 에서는 GOX를 사용한 경우의 고체연료 연소량이 GN_2O의 경우보다 많게 나타나지만, O/F 비가 약 6.7 보다 큰 범위에서는 GN_2O를 사용한 경우의 고체연료 연소량이 GOX의 경우보다 많게 나타난다. 이러한 결과는 산화제와 연료가 만나 연소가 이루어져 형성되는 화염으로 부터의 발열량은 고체연료를 기화시키는데 사용되고, 화염온도가 높을수록 고체연료 기화량은 증가하게 되기 때문이다. 이는 CEA Code로 계산한 화염온도 결과인 Fig. 2와도 일치하는 결과이다. Figure 2에 나타난 것과 같이 O/F 비가 약 6.5 근방에서 각 산화제에 대한 화염온도가 역전되게 되고, 이는 고체연료의 연소량에 직접적으로 영향을 주게 된다. 또한 PE와 GOX의 O/F 비는 약 5.5 ~ 9.5로 나타났고, PE와 GN_2O의 실험 O/F 비는 약 6.3 ~ 7.5로 나타났는데, 산화제로 GN_2O를 사용한 경우가 GOX의 경우보다 O/F 범위가 좁은 이유

는 Fig 2의 결과에서 알 수 있듯이 O/F 비가 커질수록 GOX와 PE의 반응 화염온도는 급격하게 낮아지는 반면, GN_2O와 PE의 반응 화염온도는 서서히 낮아지기 때문이다. 이는 넓은 산화제 유량 범위에서도 하이브리드 산화제로서 GN_2O가 GOX 보다 더 효율적으로 사용할 수 있음을 보여준다.

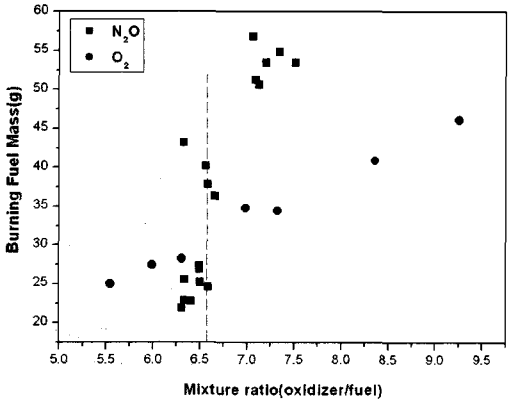

Fig 3 Burning PE fuel mass vs O/F ratio (GN_2O and O_2 oxidizer burned with PE fuel)

Figure 4는 로켓에서의 연소 효율 함수인 특성배기 속도(C^*)를 O/F 비에 대해 나타낸 것이다. GOX를 산화제로 사용한 경우보다 GN_2O를 사용한 경우, O/F 범위는 좁아지고 C^*는 증가함을 볼 수 있다.

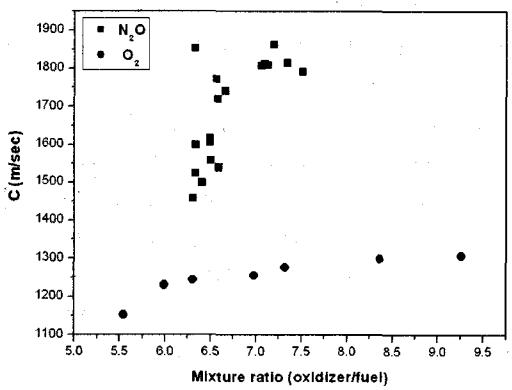

Fig 4 O/F ratio vs Characteristic exhaust velocity

Figure 5는 단일 포트 형상에서의 산화제 GN_2O와 GOX 질량유속에 대한 고체연료 PE의 연소율의 관계를 나타내고 있다. G_o가 120 kg/m^2sec 보다 작은 범위에서는 산화제로 GN_2O 보다 GOX를 사용한 경우 고체연료의 연소율이 더 높았지만, 산화제 질량유속이 120 kg/m^2sec 보다 큰 범위에서는 산화제로 GN_2O를 사용한 경우 더 높음을 알 수 있다. GN_2O의 연소율이 낮은 것은 Fig 2에서 설명한 것처럼 화염온도가 GN_2O를 산화제로 사용한 경우보다 GOX를 사용한 경우에서 더 높게 나타나는 6.5 이하의 O/F 비 영역에서 연소했기 때문이다. 이 산화제 유량 범위는 Pennsylvania State University[4]에서 실험한 산화제 유량 범위와 일치하는 구간으로, 산화제로 GN_2O를 사용한 경우 고체연료의 연소율이 산화제로 GOX를 사용한 경우보다 낮게 나타난다.

산화제 질량유속이 증가함에 따라, GN_2O를 사용한 경우의 연소율 증가율이 GOX를 사용한 경우의 연소율 증가율보다 큰 이유 또한 Fig. 2의 결과로 설명된다. 산화제 유속이 증가할수록 O/F 비는 증가한다. 따라서 산화제 유속이 증가할수록 PE - GOX의 연소 화염온도는 급격히 감소하는 반면 PE - GN_2O의 연소 화염온도는 서서히 감소하기 때문에, 연소율의 증가율은 차이가 난다.

Figure 5에서 산화제 질량유속 지수에 Maxman의 난류 경계층 이론식 지수 0.75와 물질전달 수 지수에 Altman의 실험식 지수 0.32를 적용하여 실험식으로 표현하고 실험결과와 비교하고 있다. 물질전달 수는 각 국부점에서의 실험 O/F 비를 고려하여 결정하였다.[6, 7 ,8] 각 산화제에 따른 실험식은 Eq. 4와 같다. 실험값과의 평균제곱오차는 GN_2O를 사용한 경우 약 7.3%, GOX를 사용한 경우 약 1.5%로, 실험식은 신뢰성 오차 범위 내에서 산화제 종류에 따른 연소특성을 잘 나타내고 있다. 하이브리드 이론식에서 상수는 기체의 점성 등에 따른 영향을 포함하고 있기 때문에, 산화제 종류에 따른 연소특성은 실험식에서 상수 값의 차이로 나타난다.[2, 7, 8]

$$\dot{m}_f'' = 0.0076 G_o^{0.75} B^{0.32} \quad (GOX) \qquad (4)$$
$$\dot{m}_f'' = 0.0079 G_o^{0.75} B^{0.32} \quad (N_2O)$$

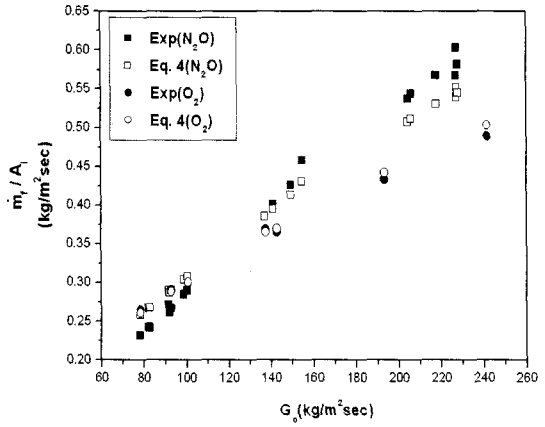

Fig 5 Oxidizer mass flux vs Fuel mass flux - Experiment data and fuel mass flux equation(Eq. 4)

III. 결 론

- 산화제는 GN_2O와 GOX를 사용하고, 고체연료는 PE를 사용해 산화제 종류에 따른 연소특성을 O/F 비에 따른 화염온도로 해석하였다.

- 산화제로 GN_2O를 사용한 경우가 산화제로 GOX를 사용한 경우보다 효율이 높음을 확인했다.

- 산화제 GN_2O를 사용함으로 하이브리드의 단점이었던 O/F Shift 현상이 GOX를 사용할 때에 비해 많이 개선되었고, 넓은 산화제 유량범위에서도 GN_2O를 효율적으로 사용 할 수 있음을 확인했다.

- 산화제 질량 유속에 이론식 지수 0.75와 물질전달 수에 실험식 지수 0.32를 적용한 실험식은 산화제로 GN_2O, GOX 사용한 두 경우 모두 신뢰성 오차 범위 내에서 산화제 종류에 따른 연소특성을 잘 나타내고 있다. 산화제 종류에 따른 연소특성은 실험식에서 상수값의 차이로 나타났다.

참 고 문 헌

1. Sutton, P. G., and Biblarz, O., "Rocket Propulsion Elements," John Wiley & Sons, Inc., Seventh Ed., 2000
2. Ronald W. Humble, "Space propulsion analysis and design", pp371-380
3. Karabeyoglu M. A., "Transient Combustion in Hybrid Rockets", Stanford University Ph.D. thesis, August 1998.
4. Brian Evans, Nicholas A. Favorito, and Kenneth K. Kuo., "Oxidizer-Type and Aluminum-Particle Addition Effects on Solid-Fuel Burning Behavior", 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 9-12 July 2006, Sacramento, California, AIAA 2006-4676
5. Kevin Lohner, Jonny Dyer, Eric Doran, and Zachary Dunn, Greg Zilliac, "Fuel Regression Rate Characterization Using a Laboratory Scale Nitrous Oxide Hybrid Propulsion System", 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 9-12 July 2006, Sacramento, California, AIAA 2006-4671
6. 이정표, 김수종, 이승철, 김진곤, "Single port 하이브리드 로켓에서의 고체연료 질량유속을 고려한 연소특성 연구", 한국추진공학회 춘계학술대회, 2006년
7. Marxman, G. A., Wooldridge, C. E., and Muzzy, R. J., "Fundamentals of Hybrid Boundary Layer Combustion", Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 15, AIAA, New York, 1964, pp. 485 - 522.
8. G. A. Marxman and M. Gilbert, "Turbulent Boundary Layer Combustion in the Hybrid Rocket", 9th Sym. Combustion, The Combustion inst. 1963