

PE-GOX 하이브리드 로켓에서의 과도 연소 특성 연구

조성봉* · 이정표* · 송나영* · 김수종* · 김진곤**

A Study on the Transient Combustion Characteristic in PE-GOX Hybrid Rocket

Sungbong Cho* · Jungpyo Lee* · Nayoung Song* · Soojong Kim* · Jinkon Kim**

ABSTRACT

In general, burning time is not considered with a factor of an empirical relation on the combustion characteristic in hybrid propulsion system. So, The effect of burning time on hybrid combustion characteristics and propulsion characteristics was studied. As results, regression rate is decrease with burning time, but fuel mass flux is maintained nearly constant with burning time at given oxidizer mass flux.

초 록

일반적으로 하이브리드 추진 연소 특성에서 연소 시간은 실험식의 인자로 고려되지 않는다. 따라서 실험의 변수로써 연소 시간이 하이브리드 연소 특성 및 추진 특성에 미치는 영향에 관하여 연구하였다. 후퇴율은 연소 시간에 따라 감소하나, 연료 질량 유속은 일정한 것으로 나타났다.

Key Words: Hybrid Rocket (하이브리드 로켓), Regression rate (후퇴율), Oxidizer Mass Flux (산화제 질량 유속), Fuel Mass Flux (연료 질량 유속), transient (과도)

1. 서 론

하이브리드 추진 시스템에서 일반적으로 사용되는 후퇴율 관계식은 연소시간을 변수로 고려하지 않고 산화제 유량만의 함수로 표현한다. 그러나 하이브리드 추진 시스템은 연소가 지속됨

에 따라 연소 면적이 증가하여 후퇴율이 감소하는 것으로 알려져 있다.[1] 이 때문에 연소 시간에 따른 후퇴율 측정의 필요성이 있다. 펜실베니아 대학에서는 실시간 후퇴율 측정을 위해 X-ray 측정 방법을 사용하였으며 이 외에도 초음파 측정 방법으로 고체 연료 그레이н 내부의 후퇴율을 측정하고자 하는 연구가 이루어졌다.[4] 그러나 이러한 방법은 고가의 장비로 구성된 복잡한 시스템을 필요로 하고 원통형 그레이인 경우에는 적용하기 어려우며 스웰인젝터를

* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과 대학원

** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과
연락처, E-mail: fortll@hau.ac.kr

적용할 경우 연소 표면에 발생하는 트레이스의 골과 산에서 후퇴를 왜곡이 발생하는 문제점이 있다. 따라서 본 연구에서는 단순하면서 신뢰성 있는 차등 연소시간을 적용한 연소 실험을 수행하여 시간 변화를 고려한 후퇴를 측정을 하였다. 이를 통해 하이브리드 추진 시스템의 연소 특성인 연료질량유속과 추진 특성인 추력 또한 분석하였다.

2. 본 론

2.1 연구 기초 이론

하이브리드 연소는 기화된 연료와 산화제가 만나는 경계면에서 연소가 이루어지는 전형적인 확산화염의 특성을 갖는다. 연소실 내 유동은 음속보다 작은 비압축성 유동이고, 물질 확산과 열 확산이 같다는 가정과 복사 열전달이 대류 열전달에 비해 무시할 정도로 작다는 가정을 이용하여 Reynolds analogy를 적용하면 후퇴율 식은 다음과 같이 표현된다.[2, 3]

$$\dot{r} = \left[\frac{0.0225}{\rho_f h_v} G^{0.75} \left(\frac{\mu}{D_H} \right)^{0.25} \frac{u_\infty}{u_c} \frac{C_H}{C_{H_0}} (h_c - h_s) \right] \quad (1)$$

연소 특성 변수인 연료 질량 유속의 식은 후퇴율 식에 연료 포트 내 표면적 변화를 고려한 항을 포함시켜 G_f 로써 정의하고 다음과 같으며, B값은 Eq. 3으로 정의된다.[5]

$$G_f = \frac{\dot{m}_f}{A_i} = \frac{\rho_f \dot{r} A_{avg}}{A_i} = a_0 G_o^m B^m \quad (2)$$

$$B = \frac{(\rho v)_s}{\frac{1}{2} C_f \rho_\infty u_\infty} = \left[\frac{(h_c - h_s) u_\infty}{h_v u_c} \right] \quad (3)$$

2.2 실험 장치 및 실험 조건

본 연구를 위해 하이브리드 연소 실험 장치를 Fig. 1과 같이 구성하였다. 전체 시스템의 구성은 점화 시스템, 연소기 시스템, 산화제 공급 시

스템, 데이터 획득 및 제어 시스템의 네 부분으로 구성이 되어 있다.[5, 6, 7, 8]

점화 시스템의 경우, 프로판 가스 공급 배관과 메인 산화제 공급 배관에서 분기한 별도의 점화용 산화제 공급 배관, 스파크 플러그로 구성하였고 점화시 압력 진동을 줄이기 위해 토치식 점화 방법을 사용하였다. 점화 시 토치식 화염이 분사되는 방향은 그레인 포트와 동축으로 배열하여 초기 점화 시 연료 그레인 포트 내부에 충분한 점화열을 공급할 수 있도록 하였다.

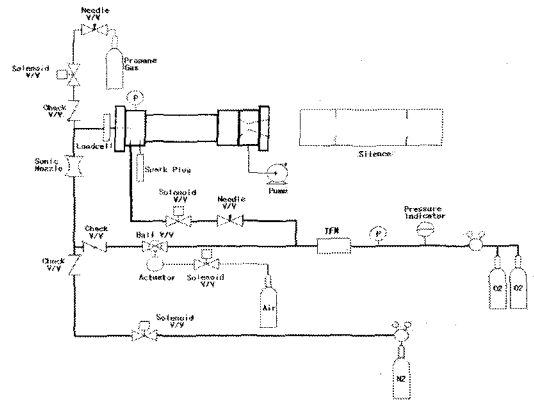


Fig. 1 Schematic of the single port hybrid system

산화제의 공급 압력은 120 kgf/cm^2 으로 충전된 상용 가스 실린더 2개를 병렬로 연결하여 충분한 공급압력을 확보하였고, 메인 산화제 공급 배관에 오리피스를 설치하여 유량을 조절하였으며 유량 측정을 위한 유량계와 압력센서를 설치하였다.

추력은 연소기를 마찰이 작은 LM가이드 위에 장착하고 로드셀을 이용하여 측정하였다. 전체 실험 순서는 PLC를 통해 자동제어 되고 Lab-view 프로그램을 사용하였으며 DAQ를 이용하여 각 센서로부터의 데이터를 수집하도록 구성하였다.

또한 고체 연료의 연소 시간에 대한 연소 특성만을 고려하기 위해 연소 시간을 제외한 나머지 실험 변수들은 동일하게 하였으며 실험 조건은 Table 1과 같다.

실험에서 연료는 PE, 산화제는 GOX를 사용하였으며 열역학적 물성치는 Table 2와 같다. Table 2

의 B값은 완전반응 이론 O/F 비로 반응하고, 화염 경계층 외부의 유동속도와 내부의 유동속도가 같다고 가정하여 구하였다.

Table 1. Specification of the Combustion Test

Oxidizer	Gas Oxygen
Solid Fuel	PE
Length	200 mm
Port Diameter	15 mm
Burning Time	2, 4, 8, 12, 16 sec
Oxidizer Supply Pressure	30 bar
Oxidizer Supply Range	9.5 ~ 43.61 g/sec

Table 2. Thermodynamic Properties of Fuels

	PE
$\rho_f (kg/m^3)$	951
$c_p (kJ/kg \cdot K)$	2.3
$h_c (kJ/kg)$	$4.56 \cdot 10^4$
$T_s (K)$	410.5
$h_v (kJ/kg)$	$4.43 \cdot 10^3$
이론 O/F 비	3.43
B	2.9

3. 실험 결과 및 고찰

3.1 후퇴율

후퇴율은 하이브리드 추진 시스템에서 성능을 나타내는 주요 변수로 산화제 질량 유속과의 관계를 Fig. 2에 나타내었다.

Figure 2는 5가지 연소 시간에서의 산화제 질량 유속에 대한 후퇴율의 관계를 나타내는 것으로 연소 시간이 증가함에 따라 후퇴율이 감소하는 경향을 보여준다. 이는 single port 하이브리드 추진 시스템의 특성인 연소가 진행됨에 따라 포트 직경이 증가해 포트 내 연료 표면적이 넓어지기 때문으로, 본 실험에서도 동일한 결과를 확인할 수 있었다.

이와 같은 결과로부터 후퇴율로 실험식을 나타낼 경우, 연소 시간에 대한 고려가 필요하다고 사료된다.

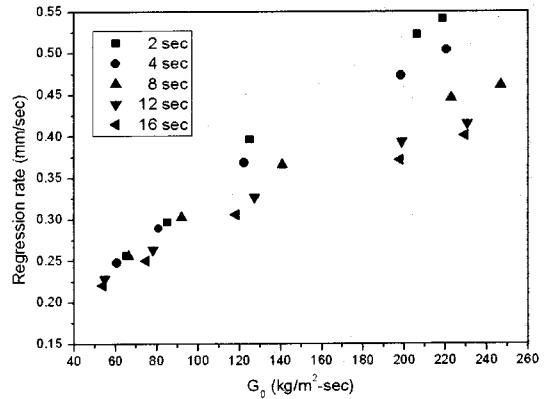


Fig. 2 Oxidizer Mass Flux vs Regression Rate

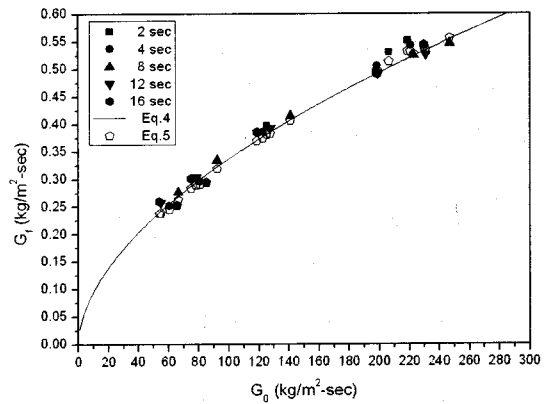


Fig. 3 Oxidizer Mass Flux vs Fuel Mass Flux

3.2 연료 질량 유속

Figure 3은 5가지 연소 시간에서의 산화제 질량 유속에 대한 연료 질량 유속의 관계를 보여준다. 후퇴율과 달리 연료 질량 유속은 시간 변화에 영향을 받지 않는다. 이것은 연료 질량 유속이 Eq. 2와 같이 연료 질량 유량의 항에 연료 표면적의 변화가 고려되었기 때문이다. Eq. 2를 참고하여 보면, 후퇴율은 연소 시간 변화에 따라 감소하고, 표면적의 증가를 고려한 평균 연료 표면적의 항은 증가를 하게 된다. 그 결과 두 항이 상쇄되어 연료 질량 유속은 연소 시간에 관계없

이 일정한 값을 갖게 된다. 여기서 두 항이 상쇄되어 일정한 고체 연료 질량 유속을 유지할 수 있었던 것은 후퇴율 지수가 0.5에 가까운 값을 갖기 때문으로 후퇴율의 감소율과 연료 포트 내 면적의 증가율이 근사하였기 때문이다.[8]

질량 유속의 실험식은 연료의 열역학적 물성치를 통해 구한 Table 2의 B값과 산화제 질량 유속 데이터를 Eq. 2의 형태로 나타내면 Eq. 4과 같다.

또한 국부적 B값을 이용한 실험식은 Eq. 2에 국부점에서 구한 물질전달 수를 대입하여 Eq. 5와 같이 표현할 수 있다. 여기서 n 은 Maxman의 난류 경계층 이론식 지수 0.75를 이용하였고, m 은 Altman의 실험식 지수 0.32를 이용하였으며, a_0 는 실험적으로 구한 실험 상수이다.[5]

$$G_f = 0.0175 G^{0.55} B^{0.4} \quad (4)$$

$$G_f = 0.008 G^{0.75} B^{0.32} \quad (5)$$

3.3 Thrust

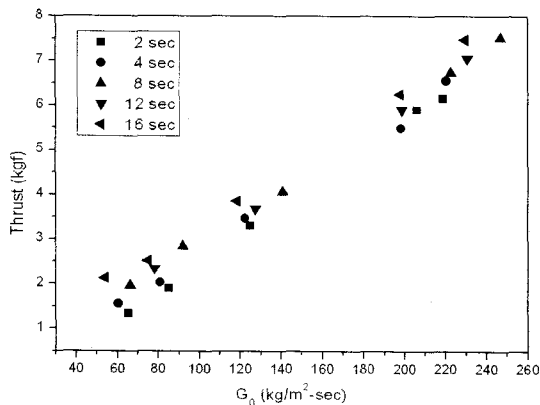


Fig. 4 Oxidizer Mass Flux vs Thrust

Figure 4는 5가지 연소 시간에서의 산화제 질량 유속에 대한 추력의 관계를 나타낸다. 추력은 낮은 산화제 질량 유속에서 연소 시간 변화에 따라 어느 정도 차이를 보이거나 높은 산화제 질량 유속에서는 일정하게 유지된다.

4. 결 론

- 연소 시간이 증가함에 따라 후퇴율이 점차 감소하였으며 이 때문에 연소 시간 변화를 고려한 연소특성과 추력특성을 표현하기에는 어려움이 있음을 확인하였다.
- 연료 질량 유속과 추력은 연소시간 변화에 따라 연소 특성이 일정하게 유지되어 연소 특성 표현에 더 적합함을 확인하였다.

참고 문헌

1. Ronald W. Humble, "Space propulsion analysis and design", pp.371-380
2. 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.
3. G. A. Marxman and M. Gilbert, "Turbulent Boundary Layer Combustion in the Hybrid Rocket", 9th Sym. Combustion, The Combustion inst. 1963
4. Chiaverini, M. J., Serin, N., Johnson, D. K., Lu, Y. C., Kuo, K. K., and Risha, G. A., "Thermal Pyrolysis and Combustion of HTPB-based Solid Fuels for Hybrid Motor Applications", AIAA 96-2845
5. 이정표, 김수중, 이승철, 김진곤, "Single Port 하이브리드 로켓에서의 고체연료 질량유속을 고려한 연소특성 연구", 한국추진공학회 춘계학술대회, 2006
6. 길성만, "하이브리드 로켓에서의 연료의 후퇴율에 관한 실험적 연구", 한국항공대 석사학위논문, 2000년
7. 유덕근, "산화제 공급유량과 압력에 따른 하이브리드 로켓 연소 특성에 관한 실험적 연구", 한국항공대 석사학위논문, 2004년
8. 김수중, 김진곤, 이승철, 유우준, 이정표 "하이브리드 로켓의 L/D 비 변화에 따른 연소특성 연구", 한국추진공학회지, 제9권 제4호, 2005, pp.31-38