

End-burning 하이브리드 추진시스템의 연료에 따른 연소특성 연구

이승철* · 김진곤* · 김수종* · 유우준* · 이정표*

A Study on Combustion Characteristics of End-Burning Hybrid Propulsion System with the Various Fuel

Lee Seung-Chul * · Kim Jin-Kon* · Kim Soo-Jong* · You woo-jun* · Lee Jung-Pyo*

ABSTRACT

In this study, experimental studies were performed the combustion characteristics of end-burning hybrid propulsion system. PMMA, PE were used as fuel and gas oxygen as oxidizer. The regression rate depend on oxidizer flow rate also on thermodynamic properties of fuel. as result, empirical formula for regression rate was deduces with oxidizer flow rate and mass transfer coefficient B number.

초 록

본 연구에서는 연료 따른 End-Burning 하이브리드 추진 시스템의 연소 특성을 파악하기 위한 실험적 연구를 수행하였다. 연료로는 PMMA, PE를 사용하였으며 산화제는 기체 산소를 사용하였다. 연료의 후퇴율은 산화제 유량뿐만 아니라 연료의 열역학적 성질의 함수이다. 본 실험을 통하여 연료의 후퇴율이 산화제 유량과 물질전달계수인 B number로 표현된 경험식을 얻었다.

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Regression Rate(후퇴율), Mass transfer number(물질 전달계수)

1. 서 론

최근 여러 나라에서 하이브리드 추진시스템에 대한 연구가 활발하게 진행되고 있으며 특히 SpaceDev와 Orbitec에서 고체연료 HTPB와

PMMA를 사용한 end-burning 하이브리드 추진 시스템에 관한 연구를 진행하고 있다. 전형적인 하이브리드 추진시스템인 Single-port 시스템은 연소가 진행됨에 따라 O/F비가 변화하여 균일한 추력 성능을 내지 못하는 단점을 가지고 있으며 이러한 O/F비 변화를 해결하기 위하여 연소 시간동안 균일한 연소 단면적을 유지하기 위한 평판 및 End-burning 형태의 하이브리드 추진시

* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과
연락처자, E-mail: ididle@paran.com

스텝에 관한 연구가 수행되고 있다. 또한 하이브리드 추진시스템의 후퇴율은 연료의 물성값에 따라 다른 경향을 나타내고 있으나 후퇴율 관계식은 일반적으로 산화제 공급 유량에 대한 영향만을 고려하여 표현하였다. 본 연구에서는 PMMA와 PE를 사용하여 연료가 가진 고유 특성인 물질전달계수로 표현된 후퇴율 실험식을 표현하고 end-burning 하이브리드 추진시스템에서의 연소 특성에 관한 연구를 하였다.

2. 이론적 배경

2.1 하이브리드 연소 이론 [6],[7]

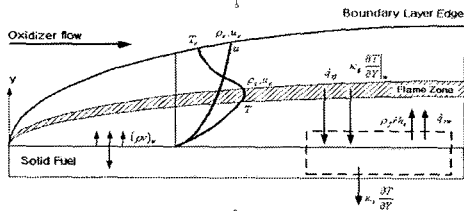


Fig. 1 Energy balance of the solid fuel surface

하이브리드 연소는 전형적인 확산 화염 형태를 이룬다. Fig. 1에서 고체 연료 후퇴율에 관한 식을 전개하기 위해 고체 연료 표면에서의 에너지 평형 관계를 다음과 같이 정리할 수 있다.

$$\left(k_g \frac{\partial T}{\partial Y}\right)_w + \dot{q}_{r,f} = \left(k_s \frac{\partial T}{\partial Y}\right)_w + \rho_f \dot{r} h_v + \dot{q}_{r,w} \quad (1)$$

식(1)에서의 복사 열전달량, 고체 연료 내부에서 외부로의 대류 열전달량을 고려하지 않고 다시 표현하면 식(2)와 같다.

$$\dot{Q}_w = \left(k_g \frac{\partial T}{\partial Y}\right)_w = \rho_f \dot{r} h_v \quad (2)$$

고체 연료 후퇴율은 단위 면적당 산화제 질량 유량과 밀접한 관계가 있으므로 식(3)과 같이 표현할 수 있다.

$$\rho_f \dot{r} = (\rho v)_w = \frac{\dot{Q}_w}{h_v} \quad (3)$$

Reynold's analogy에 의해 식(3)을 정리하고, 난류 경계층에서 Prandtl number는 1인 가정을

이용하여 후퇴율 (\dot{r})에 관한 식으로 정리하면 식(4)와 같다.

$$\dot{r} = \left[\frac{0.003}{\rho_f} G_0^{0.8} \left(\frac{\mu}{D_H} \right)^{0.2} \frac{u_\infty}{u_c} \frac{C_H}{C_{H_0}} \frac{(h_c - h_s)}{h_v} \right] \quad (4)$$

ρ_f 는 고체 연료의 밀도, h_v 는 고체 연료의 기화열, G_0 는 산화제의 질량 플럭스, μ 는 기체의 점성계수, D_H 는 연료 포트 직경, u_∞ , u_c 는 경계층 외부와 화염에서의 속도, C_H/C_{H_0} 는 Stanton number ratio, 그리고 h_c , h_s 는 화염과 표면 엔탈피를 의미한다.

식(4)에서 단위 면적당 질량유량을 제외한 나머지를 하나의 상수로 나타내어 후퇴율을 표현하면 식(5)와 같다

$$\dot{r} = a G_0^m \quad (5)$$

2.2 물질전달계수 관계식

화학 반응을 동반한 유동에서의 Stanton number ratio를 물질전달계수의 함수로 표현하였다.[6]

$$\frac{C_H}{C_{H_0}} = \frac{c_f}{c_{f_0}} = B^{-0.68} \quad (6)$$

그러나 식(4)은 본 연구의 형상과는 다른 실린더 타입에서 유도된 식으로 본 연구에 직접 적용하는 것이 어렵다. 따라서 후퇴율을 산화제 유량과 연료의 특성을 나타내는 물질전달계수 B와의 관계로 식(7)로 표현할 수 있다.

$$\dot{r} = a_0 G_0^m B^n \quad (7)$$

식(7)을 실험결과와 비교하여 정리하면 상수 a_0 , 지수 n 과 m 을 구할 수 있으며, 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\dot{r} = 0.0244 G_0^{0.688} B^{0.612} \quad (8)$$

여기서 PMMA와 PE의 물질전달계수는 식(9)를 이용하여 구할 수 있고 이를 Table 2에 나타내었다.

$$B = \frac{h_c / (O/F) + C_p \times (T_v - T_\infty)}{h_v} \quad (9)$$

3. 실험

3.1 실험 조건 및 방법

실험 조건은 Table 1과 같다. 실험시 산화제 급 압력을 7kg/cm^2 부터 16kg/cm^2 까지 3kg/cm^2 간격으로 증가시키며 실험을 수행하였다.

Table 1. Specification of the combustion

산화제	Gas Oxygen
고체연료	PE, PMMA
연소시간	20 sec
산화제 공급압력	$7 \sim 16 \text{ kgf/cm}^2$
G_0 (mass flux)	$60 \sim 260 \text{ kg/m}^2\text{sec}$
산화제 공급유량	$5 \sim 17 \text{ g/sec}$

물질전달계수를 계산하기 위해 PE와 PMMA의 물성 값을 사용하였으며 Table 2와 같다.

Table 2. Property of the fuel[7]

	PMMA	PE
화학식	$(C_5H_8O_2)_n$	$(CH_2)_n$
$\rho(\text{kg/m}^3)$	1,200	950
O / F	1.92	3.43
$h_c(\text{J/kg} \cdot 10^7)$	2.65	4.56
$h_v(\text{J/kg} \cdot 10^6)$	1.61	4.56
$C_p(\text{J/kg/K})$	1460	2300
물질전달계수	3.0	8.9

4. 실험 결과

4.1 연소 형상 및 추력 선도



Fig. 2 Upper section view of the solid fuel

Figure. 2는 산화제 공급 압력에 따른 PMMA, PE 연료의 연소 후 형상이다. 연료는 위 부분에

서 스웰인젝션 효과에 의한 접선 방향의 회전 유동을 확인할 수 있다.

4.2 후퇴율 및 추력

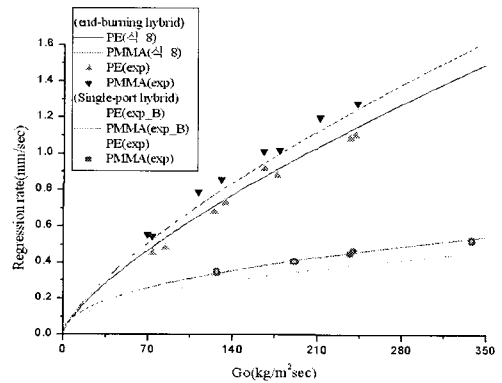


Fig. 3 Regression rate variation to oxidizer mass flux

Figure. 3은 end-burning 하이브리드 추진시스템과 single-port 하이브리드 추진시스템의 PMMA와 PE의 후퇴율을 비교한 것으로 end-burning 하이브리드 추진시스템이 single-port 하이브리드 추진시스템에 비해 후퇴율이 급격히 증가하는 것을 알 수 있다. 또한 물질 전달 계수 B로 표현된 후퇴율 식(8)을 사용하여 표현할 수 있다. PMMA의 경우 PE에 비해 후퇴율이 크게 나타나는데 이는 연료의 분자식에 포함되어있는 두 개의 산소 원자에 의해 연소 속도가 보다 빠르게 진행되었기 때문으로 판단된다.

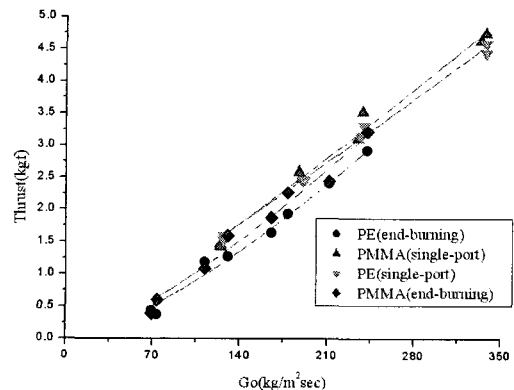


Fig. 4 Thrust variation to Oxidizer mass flux

Figure. 4는 연료에 따른 추력을 나타낸다. end-burning과 single-port 하이브리드 추진 시스템에서 비슷한 크기의 추력결과를 얻을 수 있었는데 이는 후퇴율은 end-burning 시스템 높지만 연소 단면적은 single-port 시스템에 비해 작아 단위 면적당 연료 질량 유량이 두 시스템에서 큰 차이가 없었기 때문으로 판단된다.

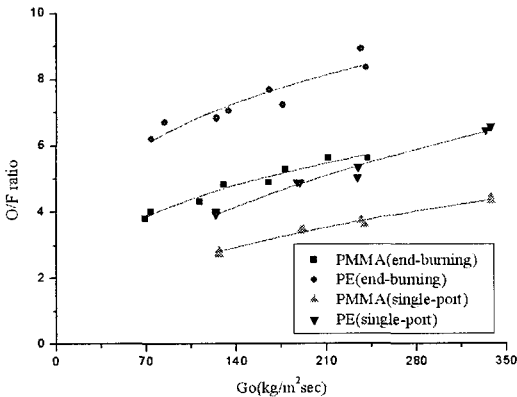


Fig. 5 O/F ratio to Oxidizer mass flux

Figure. 5에서 볼 수 있듯이 end-burning 하이브리드 추진 시스템의 경우 single-port 하이브리드 추진 시스템에 비해 비교적 높은 O/F비를 나타내는 것을 알 수 있다. 이는 end-burning 시스템의 단위 시간당 연료발생량이 single-port 시스템에 비해 작기 때문이다. 또한 PMMA가 PE의 경우보다 낮은 O/F비를 나타내는데 이는 후퇴율의 결과와 일치하는 결과이다.

5. 결론

하이브리드 추진시스템의 실험은 PMMA, PE 연료에 대해서 산화제 유량 G_0 와 물질전달계수를 고려한 후퇴율 관계식을 얻을 수 있었다.

$$\dot{r} = 0.0244 G_0^{0.688} B^{0.612}$$

실험 결과를 통해 다음과 같은 결론을 얻었다.

- single-port 하이브리드 추진시스템과 비교하여 후퇴율이 크게 증가하였다.

- 물질전달 계수 B를 포함하여 연료 특성이 다른 연료의 후퇴율 관계식을 하나의 식으로 표현 할 수 있었다.

- 추력은 single-port 하이브리드 추진 시스템과 비교하여 큰 차이가 없었다.

- O/F비는 PE가 PMMA의 경우보다 높게 나타나고 동일한 산화제를 공급하는 경우 PMMA의 후퇴율이 PE보다 높았다.

본 연구를 통해 end-burning 하이브리드 추진시스템에서의 연료에 따른 연소 특성을 확인하였고, 산화제 유량과 물질전달계수를 포함한 후퇴율 관계식을 도출하여 연료의 차이를 고려 할 수 있었다.

참고 문헌

1. 김수중, 김진곤, 구자예, 문희장, 이승철, 조성찬, 길성만, 오재영, 국태승, "End Burning 하이브리드 엔진의 연소 특성에 관한 연구", 한국항공우주 학회 춘계 학술 발표회, 2004
2. 김수중, 김진곤, 구자예, 유덕근, 정은미, 길성만, "Vortex 하이브리드 엔진의 스월인젝터와 pre-chamber 형상 변화에 따른 고체 연료 후퇴율 거동에 관한 연구", 한국항공우주 학회 추계 학술발표회, 2003
3. George P. Sutton, "Rocket Propulsion Elements" 7th edition Martin J. Chiaverini
4. Martin J. Chiaverini "Regression Rate and Pyrolysis Behavior of HTPB-based solid fuels in a Hybrid Rocket Motor", The Pennsylvania State University 1997
5. G. A. Marxman and M. Gilbert, "Turbulent Boundary Layer Combustion in the Hybrid Rocket" 9th Symposium on Combustion . P.371
6. Ronald W. Humble, "Space propulsion analysis and design", pp371-380
7. M.L. BERNARD, "combustion d'un materiau selon sa face inferieure" 1983.