

Single port 하이브리드 추진 시스템의 연료에 따른 연소특성 연구

유우준* · 김진곤* · 이정표* · 김수종* · 이승철* · 국태승**

A Study on the Combustion Properties of Single-Port Hybrid propulsion System with Various Fuel

You Woo-jun* · Kim Jin-Kon* · Lee Jung-Pyo* · Kim Soo-Jong* · Lee Seung-Chul* · Kuk Tae-Seung**

ABSTRACT

The variation of regression rate of single port hybrid rocket was studied with various fuel. As fuel, PE, PMMA were used and gas oxygen as oxidizer. The regression rate depends on but flow rates of oxidizer also thermodynamic properties of fuel. In this study, the empirical relation for regression rate of solid fuel were found with mass transfer coefficient(B number) and oxidizer flow rate.

초 록

단일 포트 하이브리드 로켓의 다양한 연료에 따른 후퇴율 변화를 수행하였다. 연료는 PE, PMMA를 사용하였고, 산화제는 기체 산소를 사용하였다. 후퇴율은 산화제 유량뿐만 아니라, 연료의 열역학적 특성과도 관계가 있다. 본 연구에서는 물질 전달계수(B number)와 산화제 유량과의 관계를 고려한 실험식을 구하였다.

Key Words: PE(Polyethylene), PMMA(PolyMethylMethacrylate), Mass transfer number(물질전달 계수), Regression rate(후퇴율)

1. 서 론

하이브리드 추진 시스템은 액체 및 고체 추진 시스템에 비해 경제적이고 안전하다는 장점을 갖고 있음에도 불구하고 낮은 후퇴율 때문에 주 발사체로 실용화가 이루어지지 않고 있다. 그러

나 최근 민간 우주 여객선인 SpaceShipOne의 발사 성공과 함께 세계 각국의 로켓 산업 분야 주요 국가들은 하이브리드 추진 시스템에 대한 관심을 기울이고 있다. 특히 미국의 스텐포드 대학에서는 새로운 고체 연료로서 파라핀 계열의 연료를 이용하여 매우 큰 후퇴율을 얻은 실험결과를 발표하여 새로운 가능성을 보여주었다. 또한 이미 SpaceDev와 Orbitec에서는 고체 연료인 HTPB와 PMMA를 이용하여 궤도 전이용 하이

* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과
연락처자, E-mail: andwing@hanmail.net

** 대한항공 항공기술연구원

브리드 추진 시스템을 실용화 하고 있고, 연료의 종류 및 형상을 개선하여 부스터 및 유도무기로도 사용되고 있다. 이러한 다양한 적용을 위한 연구가 이루어지고 있고, 하이브리드 로켓의 성능을 결정하는 후퇴율이 연료에 따라 매우 다른 경향을 보임에도 불구하고 후퇴율을 표현하는 식은 산화제 유량만을 고려한 실험식이 주로 사용되고 연료 자체의 특성을 고려한 후퇴율 식이 아직 명확히 정의되어 있지 않다. 따라서 본 연구에서는 연료의 종류에 따라 달라지는 연소 특성에 대한 실험적 연구를 수행하고 연료 특성을 고려한 물질전달계수를 계산하여 후퇴율을 산화제 유량과 물질전달계수를 고려한 식으로 도출하였다.

2. 실험

2.1 실험장치 및 조건

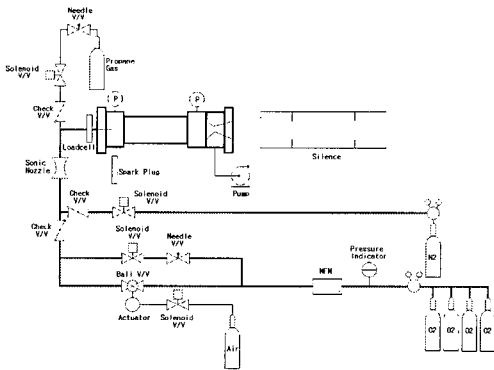


Fig. 1 Schematic of the Hybrid Experimental System

본 연구를 위해 하이브리드 연소 실험 장치를 Fig. 1과 같이 제작하였다. 전체 시스템의 구성은 점화 시스템, 연소기 시스템, 산화제 공급 시스템, 데이터 획득 및 제어 시스템의 네 부분으로 구성되어 있다. 점화 시스템은 고전압 발생기를 통해 생기는 전류를 스파크 플러그에 전달해 얻은 열원을 이용해 부탄, 프로판 혼합 가스를 점화하는 방식을 사용하였다. 산화제의 공급은 120 kgf/cm^2 으로 충전된 상용 가스 실린더 4

개를 병렬로 연결하여 충분한 공급압력을 확보하였고 유량을 조절하기 위하여 choked 오리피스를 산화제 공급 배관에 설치하였다. 산화제 공급 배관에는 유량 측정을 위한 유량계와 압력센서를 설치하였다. 실험을 제어하고 데이터를 획득하기 위해 Lab-view 프로그램을 사용하였다. 또한 고체 연료의 연소 특성만을 고려하기 위해서 연료의 종류를 제외한 나머지 시스템 변수들은 동일하게 하였으며 실험 조건은 Table 1과 같다.

Table 1. Specification of the Combustion Test

산화제	Gas Oxygen
고체연료	PE, PMMA
연소시간	10 sec
산화제 공급압력	30 kgf/cm^2
산화제 공급유량	$14.7 \sim 45.3 \text{ g/sec}$

2.2 실험 방법

실험을 위해 연료 그레이н 포트 직경과 길이가 같은 PE, PMMA 고체 연료를 제작하였다. 산화제는 30 kgf/cm^2 의 압력으로 공급하였고 연소시간을 10초로 하였으며 산화제 유량은 6가지의 choked 오리피스를 사용하여 산화제 유량을 조절하였다. 후퇴율은 식 (1), (2)와 같이 구하였다.

$$\Delta V = \frac{\Delta m}{\rho} = \pi L(r_f^2 - r_i^2) \quad (1)$$

$$r = \frac{r_f - r_i}{t} \quad (2)$$

ΔV : 연소 전·후의 연료 부피 변화량

Δm : 연소 전·후의 연료 질량 변화량

L : 연료의 길이

r_i : 연료의 연소 전 포트 반경

r_f : 연료의 연소 후 포트 반경

ρ : 연료의 밀도

t : 연소 시간

2.3 실험 결과

Fig. 2는 산화제의 단위 면적당 질량 유량 증가에 따른 후퇴율 실험 결과이고 연료에 따른 후퇴율 실험식을 Table 2에 나타내었다. 연료 특성에 따라 산화제 유량에서 후퇴율의 차이가 나타남을 확인할 수 있다.

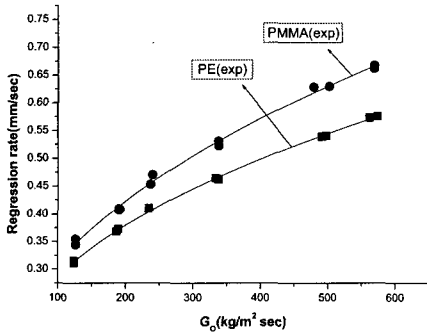


Fig. 2 Oxidizer Mass Flux vs Regression Rate

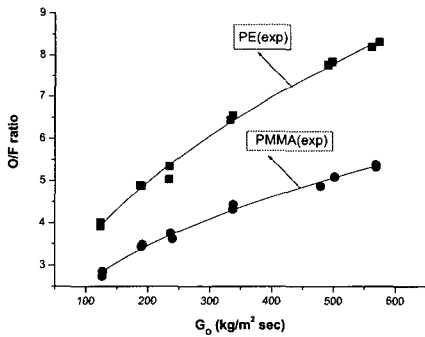


Fig. 3 Oxidizer Mass Flux vs O/F ratio

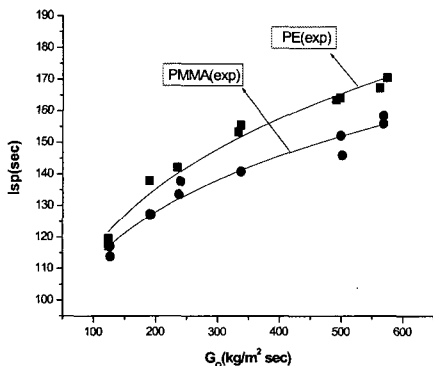


Fig. 4 Oxidizer Mass Flux vs Isp

Table 2. Regression Rate Experimental Formula Considering Oxidizer Mass Flux[1]

고체 연료	후퇴율(실험식)
PE	$\dot{r} = 0.04695 G_o^{0.39442}$ (3)
PMMA	$\dot{r} = 0.04218 G_o^{0.43514}$ (4)

Table 3. Thermodynamic Properties of Fuels[8]

	PE	PMMA
화학식	$(CH_2)_n$	$(C_5H_8O_2)_n$
이론 O/F 비	3.428	1.92
ρ_f (kg/m ³)	950	1,200
c_f (kJ/kg.K)	2.3	1.46
h_c (kJ/kg)	4.56×10^4	2.65×10^4
h_v (kJ/kg)	4.43×10^3	1.61×10^3
물질전달계수	3.0	8.9

이는 고체 연료 고유의 물성인 연소열과 밀도 등이 다르기 때문이고 이러한 특성은 물질전달 계수로 표현할 수 있다. Table 3은 각 연료의 물성값을 나타내고 있다.

Fig. 3은 산화제 유량에 대한 O/F 비의 결과이다. 실험은 대체로 회박 연소 상태에서 수행되었음을 알 수 있으며, PMMA가 대체로 후퇴율이 크기 때문에 O/F 비는 PE보다 낮게 나타났다.[4]

Fig. 4는 연료 종류에 따른 비추력의 그래프이다. Fig. 4의 결과는 Fig. 2, 3의 결과와는 다르게 설명되는데 동일 산화제 유량에 대해 PMMA의 후퇴율은 PE보다 크지만 그에 비해서 추력 효율은 낮게 나타나는 것을 확인할 수 있다.

3. 후퇴율과 물질전달계수의 관계식 [6],[7],[8]

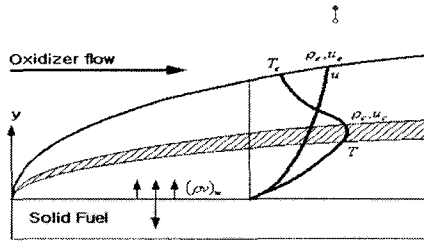


Fig. 5 Velocity Gradient of Boundary Layer in Diffusion Flame

3.1 이론 후퇴율 관계식

하이브리드 연소실 내의 유동은 음속보다 작은 비압축성 유동이고 물질 확산과 열확산이 같으며 복사 열전달은 대류 열전달에 비해 무시할 만큼 작다고 가정하고 Reynolds Analogy를 적용하면 후퇴율은 식(3)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\dot{r} = \left[\frac{0.0225}{\rho_f h_v} G^{0.75} \left(\frac{\mu}{D_H} \right)^{0.25} \frac{u_\infty}{u_c} \frac{C_H}{C_{H_0}} (h_c - h_s) \right] \quad (5)$$

ρ_f : 고체 연료의 밀도

h_v : 고체 연료의 기화열

G : 추진제의 단위면적당 질량유량

μ : 기체의 점성계수

D_H : 연료 포트의 수력직경

u_∞ : 경계층 밖의 속도

u_c : 화염 경계층에서의 속도

C_H/C_{H_0} : Stanton수 비

h_c, h_s : 화염, 표면에서의 엔탈피

식(3)에서 C_{H_0} 는 물질 전달이 없을 경우의 Stanton 수이며 G 는 산화제 질량 플럭스와 연료 질량 플럭스의 합이다. 일반적으로 연료의 질량 플럭스는 산화제 질량 플럭스에 비해 무시할 만큼 작다고 할 수 있지만 본 실험에서 사용한 연소기 형태처럼 길이/직경 비가 20으로 그레인 포트 직경이 작은 경우 산화제 질량 플럭스에 대한 연료의 질량 플럭스의 비가 더욱 커지며, 추진제 전체 질량 유량에 대한 연료의 질량 유

량이 약10~20%를 차지하기 때문에 그 양을 무시할 수 없다. 또한 연료의 발생량은 연료의 열역학적 특성과 관계가 있으며, 이는 물질 전달 계수로 표현할 수 있다. 이러한 연료 고유의 특성을 표현하는 물질전달 계수는 화염에서의 속도와 경계층 밖에서의 속도비가 근사적으로 1이라 가정하고 Table 3.의 물성값을 식(7)을 이용하여 계산하면 PE의 경우 3.0, PMMA의 경우 8.9이다. Stanton수 비는 물질전달 계수와 식(6)과 같은 관계를 가지므로 식(9)와 같이 정리된다.

$$\frac{C_H}{C_{H_0}} = \frac{c_f}{c_{f0}} = B^{-m'} \quad (6)$$

$$B = \frac{(\rho v)_s}{\frac{1}{2} C_f \rho_\infty u_\infty} = \left[\frac{(h_c - h_s) u_\infty}{h_v u_c} \right] \quad (7)$$

$$G = G_o + G_f = G_o (1 + 0.5 c_{f0} B^m) \quad (8)$$

$$\dot{r} = a_0 G_o^m (1 + a_1 B^m)^n B^m \quad (9)$$

여기에 물질전달계수와 G 를 제외한 나머지 항들을 상수로 표현하고 실험과 비교하여 지수 n, m 및 상수 a_0, a_1 을 구할 수 있으며 연료에 따른 후퇴율에 대해 식(10)의 관계식을 얻을 수 있다.

$$\dot{r} = 0.0152 G_o^{0.463} (1 + 2.14 B^{0.118})^{0.463} B^{0.118} \quad (10)$$

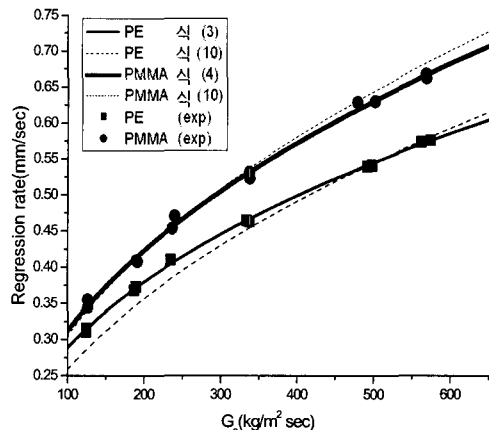


Fig. 6 Comparison of Regression rate

Fig. 6은 물질전달계수를 고려한 후퇴율 관계인 식(10)과 실험의 결과를 비교하여 나타낸 것이다. 이처럼 연료의 차이에 따른 후퇴율 식은 물질전달계수의 값을 이용하여 표현가능하다. 그러나 산화제 종류와 연료의 형상에 따라서도 다른 경향을 보일 수 있으므로 향후 이에 대한 연구가 필요할 것으로 판단된다.

4. 결 론

연료에 따른 연소 특성을 실험적으로 확인한 결과 산화제 유량에 대한 후퇴율, O/F 비, Isp의 값이 연료에 따라 다른 경향을 보임을 확인할 수 있었고 다음과 같은 결론을 얻었다.

- 연료 종류(PE, PMMA)에 따른 연소특성을 물질전달계수를 이용하여 표현하였고, 이로부터 연료의 열역학적 특성을 고려한 관계식을 얻을 수 있었다.

- O/F 비는 PE의 경우가 PMMA의 경우보다 높게 나타났으며, 산화제 유량에 대한 O/F 비의 변화율 또한 PE의 경우가 PMMA의 경우보다 높았다.

참 고 문 헌

1. 길성만, "하이브리드 로켓에서의 연료의 후퇴율에 관한 실험적 연구", 석사학위논문, 2000년
2. 김수중, 김진곤, 구자예, 유덕근, 정은미, 길성만, "Vortex 하이브리드 엔진의 스웰인젝터와 pre-chamber 형상 변화에 따른 고체 연료 후퇴율 거동에 관한 연구", 한국항공우주 학회 추계 학술발표회, 2003년
3. 국태승, "하이브리드 연소에서 연료에 따른 연소 특성에 관한 실험적 연구", 한국항공대학교, 2003년
4. 유덕근, "산화제 공급유량과 압력에 따른 하이브리드 로켓 연소 특성에 관한 실험적 연구" 석사학위논문, 2004년
5. George P. Sutton, "Rocket Propulsion Elements", Wiley Interscience 7th edition, pp580-599
6. Ronald W. Humble, "Space propulsion analysis and design", pp371-380
7. Regression rate and pyrolysis behavior of HTPB-based solid fuels in a hybrid rocket motor"
8. M.L. BERNARD, "combustion d'un materiau selon sa face inferieure" 1983.