

하이브리드 로켓의 HTPB의 연소특성에 관한 연구

이정표*, 조성봉*, 김수중*, 김진곤**, 문희장**, 성홍계**, 최성한***, 장기원***

A Study on Combustion Characteristic of HTPB in Hybrid Rocket

Jung-Pyo Lee*, Sung-Bong Cho*, Soo-Jong Kim*, Jin-Kon Kim**, Hee-Jang Moon**,
Hong-Gae Sung**, Sung-Han Choi***, Ki-Won Jang***

ABSTRACT

In this study, the combustion characteristics of HTPB was studied in hybrid propulsion system. In this experiments HTPB was used as fuel, GOX was used as oxidizer. The mass flow rate of GOX was controlled by the several choked orifices that have different diameter, and the oxidizer supply range was 13.8 ~ 42.7 g/sec. The experimental result of HTPB was compared with the other studies of HTPB, and the combustion performance of HTPB was analyzed with that of PE. As a result, the burning rate and efficiency of HTPB as fuel were better than that of PE in the same hybrid motor.

초 록

하이브리드 추진 시스템에서의 HTPB 연료의 연소특성에 관한 연구를 수행하였다. 본 실험에서는 연료는 HTPB, 산화제는 GOX를 사용하였다. 산화제의 유량은 직경이 다른 여러개의 초킹 오리피스로 제어했고, 산화제 공급 유량범위는 13.8~42.7 g/sec 이었다. 본 실험의 HTPB 결과와 외국의 연구 결과를 비교하였으며, PE와의 연소성능을 비교·분석 하였다. 하이브리드 추진 시스템의 고체연료로서 HTPB가 PE보다 연소율 및 효율이 높음을 확인하였다.

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), HTPB, PE(폴리에틸렌), GOX(가스 산소), Regression rate(후퇴율), \dot{m}_f (고체연료 유속), C^* (연소 배기 속도), η_{C^*} (연소 배기 속도 효율)

* 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

*** (주) 한화

연락처, E-mail: rock2t@hanmail.net

1. 서 론

고체연료와 액·기체 산화제를 사용하는 하이

브리드 로켓 추진시스템은 1920년대에 처음 제안되었고, 현재까지 연구가 진행되고 있다. 고체연료로는 석탄, 아스팔트, 여러 고무 종류, 폴리머 계열, 에폭시, 실리콘, HTPB, 파라핀 등이 사용되었고, 산화제로는 GOX, LOX, H₂O₂, N₂O₄, N₂O 등이 사용되었다. 하이브리드 시스템의 주요 장점으로서는 안전성, 신뢰성, 저렴한 비용, 친환경적인 연소배기 가스 등으로, 이런 특징은 현대 로켓추진 시스템이 갖춰야 할 필요조건이다.[1, 2] 국내에서는 하이브리드 추진시스템에 대한 연구가 대학중심으로 진행되고 있다. 국내에서 하이브리드 추진시스템의 고체연료로 주로 폴리머 계열(PE, PMMA, PP)의 연료를 사용하고 있지만, 폴리머 연료는 연소율이 낮다는 단점 때문에 국외에서는 폴리머 연료보다 연소율이 높은 HTPB 연료를 주로 사용하고 있다. 따라서 본 논문에서는 산화제로는 GOX, 연료로는 HTPB를 사용하여 하이브리드의 연소특성을 기존의 PE와 비교·분석 하였다.

2. 본 론

2.1 실험 장치 및 실험 조건

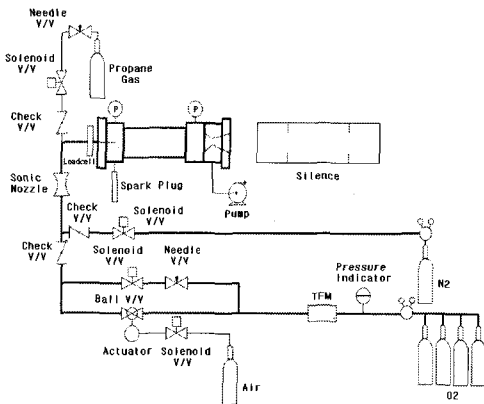


Fig 1 Schematic of the Hybrid Experimental System

Hydroxyl-Terminated-Polybutadiene의 약자인 HTPB는 현재 국외의 많은 대학 및 연구기관에

서 하이브리드 추진 시스템의 고체연료로 사용하고 있고, 이에 대한 연구가 활발히 진행 중이다. HTPB는 부타디엔(C₄H₆) hydroxyl-terminated homopolymer와 이소시아네이트 접합제를 섞어 제조하였고, 본 연구에 사용된 HTPB의 밀도는 920 kg/m³인 한편 PE의 밀도는 950 kg/m³이다.[3]

본 연구에 사용된 하이브리드 연소 실험 장치는 그림 1과 같다. 전체 시스템은 점화 시스템, 연소기 시스템, 산화제 공급 시스템, 데이터 획득 및 제어 시스템의 네 부분으로 구성되어 있다.[4, 5, 6] 실험 조건은 표 1과 같다.

Table 1. Specification of the Combustion Test

Oxidizer	GOX	
	HTPB	PE
Solid Fuel	HTPB	PE
Grain Length (mm)	198	200
Port Diameter (mm)	15	
Burning Time (sec)	10	
Oxidizer Supply Range	13.8 ~ 42.7 g/sec	

산화제 평균유속은 산화제 유량을 평균 포트 면적으로 나눈 것으로 식 1과 같다.

$$G_{ox,ave} = \frac{\dot{m}_{ox}}{\pi/4 \left(\frac{D_i + D_f}{2} \right)^2} \quad (1)$$

고체연료 유속은 고체연료 유량을 초기 그래픽 면적으로 나눈 것이고 산화제 평균유속과의 관계식은 식 2와 같다.

$$\dot{m}_f = \frac{\dot{m}_f}{A_{g,i}} = \rho r \frac{A_{avg}}{A_{g,i}} = a G_{ox,ave}^n \quad (2)$$

특성배기 속도 및 특성배기 속도 효율은 각각 식 3, 식 4와 같다.

$$C^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}_p} \quad (3)$$

$$\eta_{C^*} = \frac{C^*_{actual}}{C^*_{theor}} \quad (4)$$

\dot{m}_p, \dot{m}_f	Propellant, Fuel Mass Flow Rate (kg/s)
C^*, η_{C^*}	Characteristic Velocity(m/s), Efficiency
$G_{ox,ave}$	Average Oxidizer Mass Flux(kg/m ² sec)
D_i, D_f	Initial Port, Final Port Diameter(mm)
P_c	Combustion Chamber Pressure(kgf/cm ²)
$A_{g,i}$	Fuel Grain Initial Area(m ²)
A_{avg}	Fuel Port Average Area(m ²)
A_t	Nozzle Throat Area(m ²)

2.2 실험 결과 및 검토

본 실험 결과와 Pennsylvania State University에서 실험된 Long-Grain Center-Perforated(LGCP) 및 X-ray Translucent Casting(XTC) 하이브리드 모터와 George et al이 실험한 모터의 산화제 유속에 대한 후퇴율 관계와의 비교가 그림 2에 나타나 있다.[7, 8] 산화제로는 GOX, 연료로는 HTPB를 사용하였고, 고체연료의 형상은 단일 포트 형상이다. 각 실험에 사용된 연료의 크기와 연소 시간, 연료밀도 등이 표 2에 제시되어 있다. 본 실험에서의 후퇴율은 외국의 결과와 비교할 때 가장 낮은 값을 보이고 있다. 실험에 사용된 각 연료의 물성에 관한 정확한 정보가 없기 때문에 열·화학적 비교는 할 수 없지만, 연료의 형상이 후퇴율에 영향을 미치는 이전의 연구 결과[5, 7, 8]를 바탕으로 본 연구와 외국의 경우를 비교 하였다. 연료 그레인은 원통형 형상이기 때문에 연료의 포트 직경이 커짐에 따라 그레인 표면적은 증가하게 되고, 이 때문에 후퇴율은 감소하게 된다.[4, 7, 9] 후퇴율에 대한 연료 포트 직경의 스케일 영향을 Evans et al[7]은 포트 직경이 커짐에 따라 화염으로부터 고체연료 표면으로의 열전달이 감소하기 때문에 후퇴율이 작아진다고 제시하고 있다. 포트 직경의 크기에 따른 후퇴율 차이는 PSU의 LGCP 모터와 XTC 모터, 또는 George et al의 두 모터의 비교를 통해 확인할 수 있다.[7, 8] 포트 직경이 20 mm인 George et al의 경우가 본 연구보다 후퇴율이 높

게 나타나는데 이는 연료의 열·화학적 특성의 차이 또는 노즐목, pre·post 챔버 크기 등의 연소실 형상이 다르기 때문인 것으로 판단된다.

동일한 연료 포트 직경과 연소실 형상에서 HTPB와 PE 연료를 사용하여 수행한 본 실험에서는, HTPB의 후퇴율이 PE의 후퇴율 보다 2~3 배 크게 나타났다.

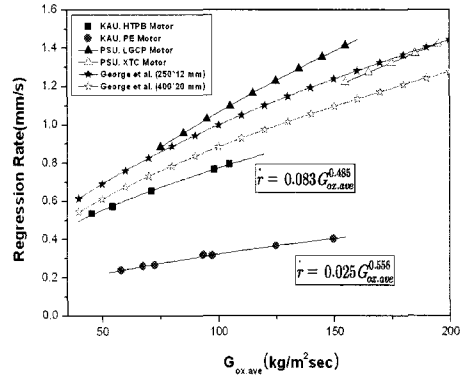


Fig 2 Comparison of regression rate for several hybrid combustion studies

Table 2 Power-law coefficients and specification for several combustion tests

	a^*	n^*	D_i (mm)	L (mm)	t_b (s)	ρ (kg/m ³)
KAU. HTPB	0.083	0.485	15	198	10	920
KAU. PE	0.025	0.556	15	200	10	950
PSU. LGCP	0.0541	0.647	8.9	406.4	5~7	920
PSU. XTC	0.0440	0.659	약 24	457.2	5~7	920
George et al (250×12 mm)	0.087	0.53	12	250	5	960
George et al (400×20 mm)	0.077	0.53	20	400	5	960

* $\dot{r} = a G_{ox,ave}^n$

그림 3은 단일 포트 형상의 연료 HTPB, PE에 대해 산화제 평균유속과 고체연료의 질량유속과의 관계를 나타내고 있다. 식 2의 고체연료 질량유속은 각 연료의 밀도 차이를 고려한 변수이다.[6] HTPB가 PE에 비해서 동일 산화제 유속에 대해 연소율이 3~4배 크게 나타났다. HTPB 연료는 PE 연료에 비해 낮은 녹는점 등의 열·화학적 특성 때문에 더 큰 연소율이 나타나는 것으

로 판단된다.

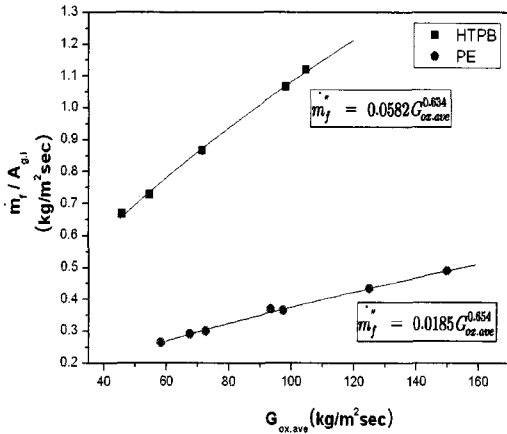


Fig 3 Fuel mass flux as average oxidizer mass flux

그림 4는 HTPB, PE 연료의 시간에 따른 연소실 압력과 추력값을 나타내고 있다. 그림에 나타난 실험 데이터는 HTPB, PE의 산화제 평균유속이 각각 98.28, 97.26 kg/m²sec 이다. HTPB가 PE 보다 연소율이 크기 때문에 연소실 압력이 크게 나타나고, 이에 따라 추력도 유사한 경향을 나타낸다. 두 연료 모두 시간에 따라 연소실 압력이 점차 감소하고 있지만, PE 연료에 비해 HTPB 연료의 압력 감소폭이 더 크다. 그 이유는 HTPB의 연소율이 PE보다 높아서 연료 포트 체적이 시간에 따라 더 빨리 증가하기 때문으로 사료된다.

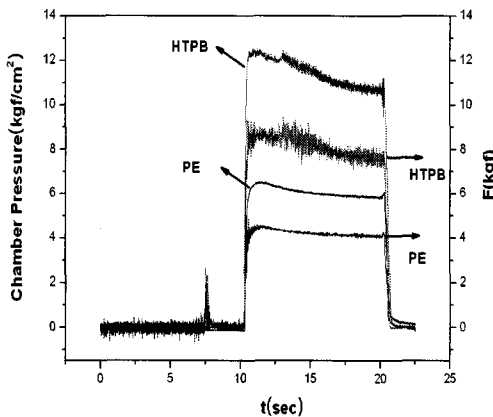


Fig 4 Chamber pressure and thrust trace of HTPB, PE motor firing

그림 5는 C^* 를 O/F 비에 대해 나타낸 것이다. C^* 는 연료, 산화제, O/F 비가 다양한 시스템에서 상대적인 연소 성능을 판단하는데 사용되는 변수로, 실험에서 획득한 연소실 평균 압력, 노즐목 면적, 추진제 유량으로 구한다. PE의 $(O/F)_{stoi}$ 는 3.43, HTPB의 $(O/F)_{optimum}$ 은 2.1로[2] HTPB, PE 모두 희박연소로 반응하지만, HTPB가 PE 보다 완전반응 O/F 비에 가깝게 반응하고, C^* 는 상대적으로 크게 나타났다. HTPB 연료가 PE 연료보다 추진제 연료로서의 효율이 높음을 알 수 있다. 연소실 형상과 완전연소의 정도를 평가하는 변수인 $\bar{\eta}_{c^*}$ 를 구하는데 사용되는 C_{theor}^* 은 GDL Propep Code를 이용하여 구하였고, 연료·산화제 각각의 질량, 연소실 평균 압력값으로 얻어진다. $\bar{\eta}_{c^*}$ 은 두 연료 모두 약 0.8~0.95의 범위에 있다.[1, 2]

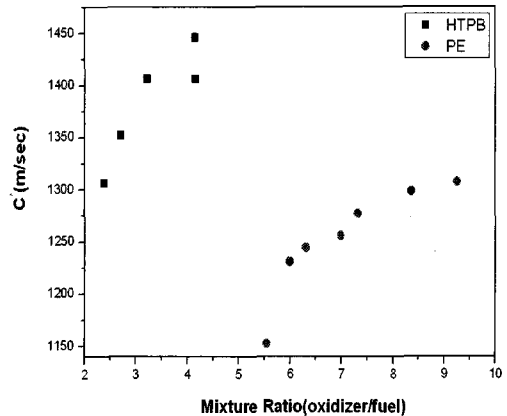


Fig 5 Average C^* as mixture ratio

그림 6은 HTPB 연료($G_{ox,ave}$: 104.7 kg/m²sec)의 연소 실험 후의 연료 단면이다. 연료 상단부의 표면은 상대적으로 깨끗한 반면, 하단부로 갈수록 수트의 발생량이 증가하고 표면이 골극이 심해짐을 볼 수 있다. 이 현상은 용해층에서 액화된 연료가 하단부로 흐르면서 불안정하게 연료 표면에서 반응했기 때문이라고 사료된다.[3] 이런 현상은 액적 형성이 거의 없는 PE보다, HTPB에서 관찰 되었고 산화제 유속이 커질수록 뚜렷이 나타났다.

참고문헌

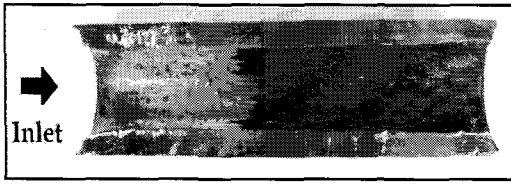


Fig 6 Recovered HTPB fuel sample surface
($G_{ox,ave}$: $104.7 \text{ kg/m}^2\text{sec}$)

3. 결 론

초기 연료 포트 직경이 15 mm이고 길이가 198 mm인 HTPB 하이브리드 고체 연료를 제작하여 실험을 수행하였고, PE와의 연소성능을 비교·분석 하였다. 그 결과 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- 본 실험과 외국의 산화제 유속에 대한 HTPB의 후퇴율 관계를 비교 하였고, 연료 포트 직경과 연소실 형상 등의 차이 때문에 후퇴율이 달라짐을 확인했다. 추후 연료의 열·화학적 물성값을 이용한 특성 연구도 수행 되어야 하겠다.
- 본 실험의 산화제 유속 범위에서 HTPB가 PE보다 연료 유속이 3~4배 큰 결과를 얻었다.
- 본 실험의 산화제 유속 범위에서 HTPB와 PE는 모두 GOX와 희박연소로 반응하지만, HTPB가 PE보다 완전반응 O/F 비에 근접한 구간에서 반응하고, C^* 는 상대적으로 크게 나타났다. HTPB 연료가 PE 연료보다 추진제 연료로서의 효율이 높음을 알 수 있었다.
- 연소 후 HTPB의 연소 단면을 관찰 한 결과, 연료 표면에서 형성된 액적의 불안정한 연소 때문에 하단부의 표면이 거칠어짐을 확인 하였다.

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. Martin J. Chiaverini, "Regression Rate and Pyrolysis Behavior of HTPB-Based Solid Fuels in a Hybrid Rocket Motor", Pennsylvania State University Ph.D. thesis, December 1997.
4. 유덕근, "산화제 공급유량과 압력에 따른 하이브리드 로켓 연소 특성에 관한 실험적 연구", 한국항공대 석사학위논문, 2004년
5. 김수중, 김진곤, 이승철, 유우준, 이정표, "하이브리드 로켓의 L/D 비 변화에 따른 연소 특성 연구", 한국추진공학회, 제 9권, 제 4호, 2005
6. 이정표, 김수중, 이승철, 김진곤, "Single port 하이브리드 로켓에서의 고체연료 질량유속을 고려한 연소특성 연구", 한국추진공학회 춘계학술대회, 2006년
7. Brian Evans, Nicholas A. Favorito, and Kenneth K. Kuo., "Study of Solid Fuel Burning-Rate Enhancement Behavior in an X-ray Translucent Hybrid Rocket Motor", 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2005-3909
8. Philmon George et al, "Fuel Regression rate in Hydroxyl-Terminated-Polybutadiene /Gaseous-Oxygen Hybrid Rocket Motors", Journal of Propulsion and power Vol 17. No. 1 2001
9. 조성봉, 이정표, 송나영, 김수중, 김진곤, "PE-GOX 하이브리드 로켓에서의 과도 연소 특성 연구", 한국추진공학회 춘계학술대회, 2006년