

# PE-GOX 하이브리드 모터의 연소특성 및 성능 예측 기법 : Part I, 연소 특성

윤창진\* · 송나영\* · 유우준\* · 문희장\*\* · 김진곤\*\* · 성홍계\*\*

## Performance Prediction Methods and Combustion Characteristics of PE-GOX Hybrid Rocket Motor : Part I, Combustion Characteristics

Changjin Yoon\* · Nayoung Song\* · Woojun You\* · Heejang Moon\*\* · Jinkon Kim\*\* · Hong-Gye Sung\*\*

### ABSTRACT

An experimental investigation was conducted to study the combustion characteristics of Polyethylene-GOX hybrid motor. Several regression-rate models based on the length average were compared with the experiment data, postulating to treat the mass-addition rate of fuel almost constant to the mass rate of oxidize flowing into combustor.

### 초 록

Polyethylene-GOX 조합 추진제를 이용한 소형 하이브리드 로켓 모터의 연소 특성에 관한 연구를 수행하였다. 그레인 두께에 대하여 평균화된 여러 형태의 상관관계식을 실험 결과와 비교하였으며, 연료 발생율은 연소실로 유입되는 산화제 유량율에 대하여 크게 변화하지 않는 것으로 나타났다.

Key Words: 하이브리드 로켓모터(Hybrid Rocket Motor: HRM), 하이브리드 연소(Hybrid Combustion), Polyethylene-GOX(PE-GOX)

#### 1. 하이브리드 연소 관련 이론

하이브리드 연소가 발생하는 경계층 내부 확산 화염에 관한 연구는 Emmons et al[1].에 의해 해석적 접근이 시도되었다. Emmons et al.은 층류 평판 위에서 Lewis 수를 1로 가정하여 상

사해법을 이용하여 고체 연료의 후퇴율이 질량 유속의 0.5승에 비례함을 확인하였다. 또한, Houser and Peck[2]은 비정상 확산 화염의 연소 특성을 실험적으로 도출하고자 물질전달 수, 연소시간의 함수 형태로 표현하였다.

Marxman et al[3]은 화염으로부터 연료 표면으로의 대류 열전달을 난류 경계층 해석을 통해, 현재 가장 널리 사용되고 있는 후퇴율식의 근간을 마련하였으며, Smoot and Price는 하이브리드 연소기 내에서 대류 열전달과 더불어 복사

\* 학생회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

\*\* 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부  
연락처, E-mail: hgsung@hau.ac.kr

열전달의 영향에 대한 연구를 수행하였다[4]. 최근 Chiaverini et al[5].과 Carmicino et al[6]. 등은 하이브리드 로켓의 연소특성을 정확히 모사하기 위하여 이론 및 실험적인 연구를 진행하고 있으며, 이 밖에 국내 한국항공대학교 로켓 추진 실험실에서는 연료의 형상 인자를 고려한 후퇴울 거동에 대한 실험에 관한 연구[7]와 연료의 종류에 따른 후퇴울 거동에 관한 연구[8], 고체 연료의 질량유속에 대한 실험식[9] 등의 연구 결과를 제시한 바 있다.

## 2. 하이브리드 모터 연소 시험

### 2.1 연소 시험 장치 및 방법

Lab-scale 하이브리드 추진 시스템은 Fig. 1과 같이 산화제 공급 장치, 점화 장치, 데이터 획득 (DAQ) 장치 및 연료가 장착 되어 있는 연소기로 구성되어 있다. 산화제로 사용되는 기체 산소는 탱크로부터 압력 Regulator와 소닉 노즐을 통해 일정 유량으로 공급되며, 이는 유량계 (Turbine Flow Meter)를 통해 확인한다. 초기 소량의 부탄가스와 기체 산소를 공급하여 Spark Plug를 통해 점화시키며, 시험의 정확한 중단/재개 및 Purge를 위해 질소가 공급된다.

### 2.2 모터 제원

하이브리드 모터는 Pre-chamber, 고체 연료, Post-chamber 및 노즐로 Fig. 2와 같이 구성되어 있다. 인젝터를 통해 공급된 산소는 Prechamber를 거쳐 PE와 반응하게 되며, 연소기 후방의 미연 가스를 완전히 반응에 참여시키기 위해 Post-chamber의 공간을 확보하였으며, 수냉식 구리 DeLaval 노즐을 사용하여 시험 중 삭마를 방지하였다. Prechamber 및 Post-chamber에 압력 트랜스듀서를 설치하였고, 모터 앞단에 로드셀을 설치하여 연소실 압력 및 추력을 측정하였으며, 연소 전후 연료 질량 변화를 측정하여 평균 후퇴울을 측정하였다.

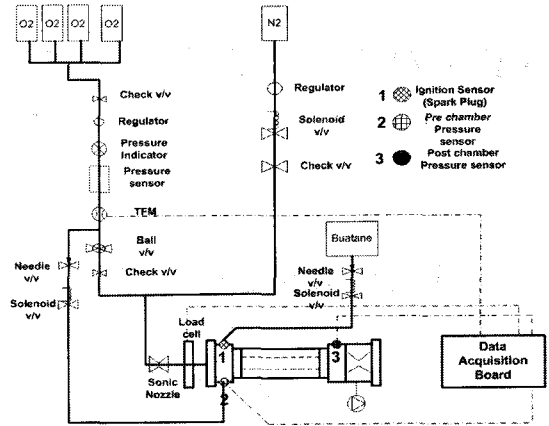


Fig. 1. Experimental Setup for Lab-scale PE-GOX Hybrid Motor Firing

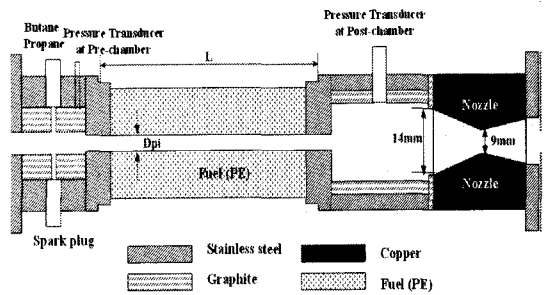


Fig. 2. Schematic-diagram of the Layout of the PE-GOX Hybrid Motor and Its Components

Table 1. Specification of the PE-GOX Hybrid Motor

Fuel Grain Configuration	
Initial Port Diameter, $D_{p,i}$ (mm)	10.0, 15.0, 20.0
Fuel Grain Length, $L$ (mm)	200.00
Nozzle Configuration	
Nozzle Expansion Ratio, $\epsilon$	2.42
Nozzle Throat Diameter, $d_t$ (mm)	9.00

## 3. PE-GOX 추진제의 후퇴울식 도출

후퇴울식은 연료 그레이의 확공 및 연소실 내 연료 유입 유량을 예측하는데 매우 중요하다. 연소실 내 유입 유량의 변화는 일정 산화제 공급 유량에서 O/F비의 변화를 일으키므로, 이는 연

Table 2. Motor Firing Tests Table

Test No.	$D_{p,i}$ (mm)	$m_{ox}$ (kg/s)	$t_b$ (sec)	$P_c$ (bar)	$F$ (kgf)	$\Delta m_f$ (g)	$\bar{r}$ (mm/s)	$\overline{D_p}$ (mm)	$\overline{G}$ (kg/m <sup>2</sup> s)	O/F	B
1	15.00	0.034	10.00	7.96	6.03	40.88	0.37	18.91	136.25	8.36	1.82
2	15.00	0.043	10.00	9.91	7.58	46.13	0.41	19.34	161.01	9.26	1.56
3	20.00	0.042	10.00	9.49	6.86	44.68	0.32	23.37	107.65	9.34	1.56
4	20.00	0.042	10.00	9.69	7.08	45.82	0.33	23.45	107.78	9.16	1.60
5	25.00	0.034	10.00	7.69	5.94	42.57	0.26	27.67	63.76	8.00	1.66
6	10.00	0.027	10.00	6.86	4.75	40.41	0.46	15.12	170.22	6.56	2.49
7	10.00	0.018	10.00	4.97	3.11	34.55	0.41	14.50	132.54	5.34	3.20
8	10.00	0.015	10.00	4.02	2.59	30.09	0.37	14.01	114.80	4.89	3.54
9	10.00	0.039	10.00	9.77	7.23	49.75	0.54	16.04	217.94	7.85	1.95
10	10.00	0.044	10.00	11.00	8.28	53.82	0.57	16.43	233.56	8.20	1.82
11	10.00	0.039	10.00	9.68	7.12	49.57	0.54	16.02	215.82	7.78	1.97
12	10.00	0.026	10.00	6.68	4.64	40.61	0.46	15.14	168.15	6.45	2.55
13	10.00	0.019	10.00	4.40	2.39	26.44	0.33	13.60	147.28	7.09	2.33
14	10.00	0.018	10.00	5.03	3.53	36.58	0.43	14.72	129.61	5.03	3.40
15	10.00	0.015	10.00	3.92	2.48	30.58	0.37	14.07	115.56	4.87	3.56
16	10.00	0.010	10.00	2.73	1.43	24.80	0.32	13.41	86.46	3.92	4.39
17	10.00	0.010	10.00	2.72	1.46	24.30	0.31	13.35	86.97	4.01	4.31
18	10.00	0.045	10.00	11.38	8.61	54.19	0.58	16.46	237.22	8.32	1.78

소조건이 바뀔을 의미한다. Table 2와 같이 실시된 실험을 통해 측정된 후퇴율은 Fig. 3과 같은 경향성을 갖고 있음을 확인하였다.

Marxman et al[3]. 에 의해 제안된 후퇴율 이론식은 식 (1)과 같이 연료표면으로의 대류 열전달에 대한 이론적 접근을 통해 구해졌다.

$$\frac{\rho_f \bar{r}}{G} = StB = St_0 \left( \frac{St}{St_0} \right) B = aG^{-0.2} x^{-0.2} f(B) \quad (1)$$

식 (1)에서  $St_0$ 는 완전히 발달된 난류 유동의 경험식을 이용하여 표현되며,  $(St/St_0)$ 항은 기화된 연료의 blowing으로 인한 열전달 제한을 의미하는 Blocking Factor로써 물질 전달 수 B의 함수 형태로 나타내어지며, 이는 다음과 같은 길이 평균 후퇴율로 표현된다.

### 3.1 Marxman[3]의 평균 후퇴율 모델

식 (1)의 형태를 이용하여 평균후퇴율 식은 식 (2)의 형태로 사용되며, 연료 타입을 고려할 경우의 평균 후퇴율식은 식 (3)과 같이 사용될 수 있다[3,10].

$$\bar{r} = a \overline{G^m} L^n \quad (2)$$

$$\bar{r} = a \overline{G^m} L^n B^k \quad (3)$$

### 3.2 Altman[10]의 평균 후퇴율 모델

상류 국부점에서의 기화된 연료의 유량은 하류의 질량 플럭스  $G$ 에 영향을 주게 되며, 해석적 접근을 통해 식 (4)와 같은 형태를 취할 수 있다. 이 형태는 이론적 모델의 형태만 빌려온 식 (2)와 달리 국부 후퇴율 이론식 (1)을 보다 잘 설명하는 모델이다.

$$\bar{r} = a \overline{G_o^m} L^n \left( 1 + \frac{2an\rho L^{1+m}}{D\overline{G_o}^{1+n}} \right) \quad (4)$$

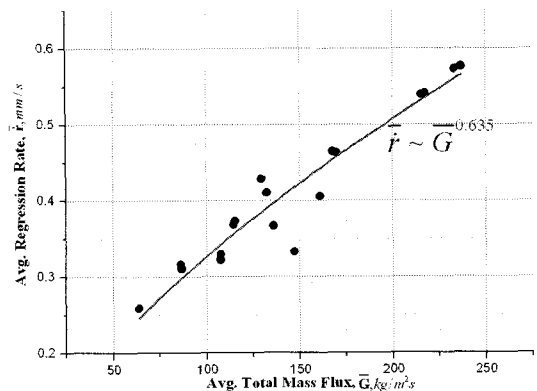


Fig. 3. Regression Rate Behavior on the Total Mass Flux

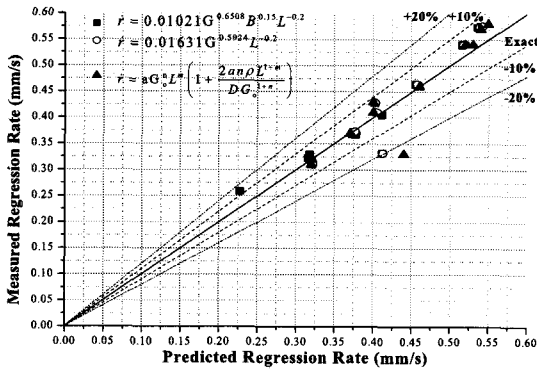


Fig. 4. Regression-rate Correlations Using Various Alternative Forms

앞서 소개된 여러 형태의 후퇴율 표현식을 이용하여 Table 2의 실험 측정치와의 정확도를 표현하면 Fig. 4와 같이 비교적 10% 내외의 정확도를 가짐을 확인할 수 있었다. 일반적으로 Altman의 후퇴율 모델이 보다 정확한 것으로 알려져 있으나[10], 본 실험에서는 Marxman의 모델보다 정확도가 약간 떨어지는 것을 확인할 수 있었다.

#### 4. 하이브리드 연소 특성

도출한 후퇴율식을 이용하여 연소실로 유입되는 연료량을 식 (5)와 같이 표현하면, 연료 유량은 포트 직경의 -0.27 승에 비례함을 알 수 있다. 즉, 연소 시간이 지나 포트 직경이 증가함에 따라 연료 유량은 감소함을 의미한다. 이러한 현상은 Fig. 5에서처럼 연소 면적이 증가하는 속도와 후퇴율이 감소하는 속도가 서로 가감하게 되기 때문에 발생된다.

$$\dot{m}_f = \rho_f \bar{r} A_b \sim G^{0.635} D_p \sim D_p^{-0.27} \quad (5)$$

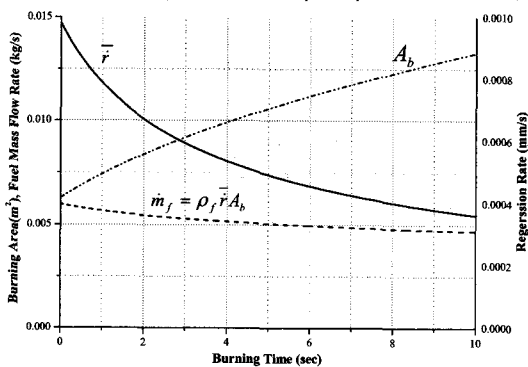


Fig. 5. The Change of Mass Addition from the Fuel Surface by the Results of the Grain Burnback Analysis

특히 소형 하이브리드 추진 시스템의 경우처럼 연소시간이 짧은 경우에는 연료 유량의 변화가 거의 없음을 의미한다. 이러한 연료 유량의 변화 정도는 전체 질량 유속의 지수항에 의해 크게 영향을 받으며, 후퇴율, 추진제 및 기하학적 형상에 따라 다르게 된다.

#### 5. 결 론

PE-GOX 추진제의 연소시험을 통해 다양한 형태의 평균 후퇴율 모델을 비교하여, 각 모델이 실측대비 10%의 오차 범위 안에 존재함을 확인할 수 있었다. 또한, 도출된 평균 후퇴율 식의 고찰로부터 소형 PE-GOX 하이브리드 모터에서 연소실로 유입되는 연료 유량은 연소거리에 따라 큰 변동이 없으며, 이에 따라 연소 조건이 크게 변화하지 않음을 알 수 있었다.

현재의 PE-GOX 추진제는 Lab-scale 하이브리드 연소 시험에 적합한 추진제이다. 따라서 실제 하이브리드 추진시스템에 적용하기 위해서는 LOX 및 다른 조합 추진제의 연소 특성 및 후퇴율에 대한 연구가 필요할 것으로 사료된다.

#### 참 고 문 헌

1. Glassman, I., "Combustion, 3rd Ed.", Academic Press, 1996
2. Peck, M. V. and Houser, T. J., "Research in Hybrid Combustion." Heterogeneous Combustion, 1963, 559-581.
3. Marxman, G. A. and Gilbert, M., "Turbulent Boundary Layer Combustion in the Hybrid Rocket", Academic Press Inc., 1963, pp. 371-383
4. Smoot, L. D. and Price, C. F., "Regression Rates of Nonmetalized Hybrid Fuel Systems." AIAA Journal, 3, 8, 1965.
5. Chiaverini, M. J., Kuo, K. K., Peretz, A. and Harting, G. C., "Regression-Rate and Heat-Transfer Correlations for Hybrid Rocket Combustion." Journal of propulsion and power, 17, 1, 2001, 99-110.
6. Carnicino, C. and Sorge, A. R., "Role of Injection in Hybrid Rockets Regression Rate Behavior." Journal of propulsion and power, 21, 4, 2005, 606-612.
7. 김수중, 김진곤, 이승철, 유우준, 이정표, "하이브리드 로켓의 L/D 비 변화에 따른 연소특성 연구", 한국추진공학회, 제 9 권, 제 4호, 2005
8. 유우준, 김진곤, 이정표, 김수중, 이승철, 국태승, "Single Port 하이브리드 추진 시스템의 연료에 따른 연소특성 연구", 한국추진공학회 추계학술대회, 2005
9. 이정표, 김수중, 이승철, 김진곤, "Single Port 하이브리드 로켓에서의 고체연료 질량유속을 고려한 연소특성 연구", 한국추진공학회 춘계학술대회, 2006
10. Humble, R. W., "Space Propulsion Analysis and Design", McGraw-Hill, 1995