

PE-GOX 하이브리드 로켓 모터의 성능 예측

Part I : 후퇴율 특성

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

Performance Analysis of PE-GOX Hybrid Rocket Motor

Part I : Regression Rate Characteristics

Changjin Yoon* · Nayoung Song* · Woojun Yoo* · Chang Soo Jeon** · Jinkon Kim** · Honggae Sung*** · Heejang Moon**

ABSTRACT

An experimental investigation was conducted to clarify the combustion characteristics of Polyethylene-GOX(PE-GOX) hybrid motor using a single-port fuel grain configuration. Data from the experiments were analyzed to evaluate the length-averaged regression rate of PE-GOX propellants. Based on the existing theories, the empirical regression rate formulas provided from Marxman[3,4] and Altman[14] showed good concordance with the PE-GOX experiments. The accuracy of the regression rate was then evaluated and compared with the measured one. As a result, Marxman's model was somewhat more precise than Altman's model in these experiments. Moreover, the consideration of the empirical regression rate showed that O/F ratio has minor variation due to the quasi constant inflow of the fuel during motor firing.

초 록

Polyethylene-GOX 조합 추진제를 이용하여 소형 하이브리드 로켓 모터의 연소 특성에 관한 실험적 연구를 수행하였다. 단일 포트 형상으로 가공된 연료 그레이인을 사용하였으며, 연소 전후 연료 그레이인의 질량 변화를 통해 평균 후퇴율을 결정하였다. 평균 후퇴율식은 Marxman[3,4]과 Altman[14]의 이론식을 기반으로 도출되었으며, 이를 실험 측정치와 비교한 결과, Marxman의 후퇴율 모델이 Altman의 모델보다 다소 정확함을 확인하였다. 또한, PE-GOX 추진제의 평균 후퇴율에 대한 고찰로부터 하이브리드 로켓 모터 작동 시 일정 산화제 유량 하에서 유입 연료 유량 변화가 상당히 적어 O/F 변화가 미미함을 알 수 있었다.

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Regression Rate(후퇴율), PE-GOX Propellants(PE-GOX 추진제), Combustion Characteristics(연소 특성), Performance Prediction (성능 예측)

† 2007년 3월 26일 접수 ~ 2007년 4월 18일 심사완료

* 학생회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

** 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

*** 종신회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

연락처, E-mail: hjmoon@kau.ac.kr

Nomenclature

A	Arrhenius parameter, Area (m^2)	f	Fuel
B	Mass transfer number	g	Gas
D	Diameter (m)	i	Initial
E	Energy ($kcal/kmol$)	ox	Oxidizer
F	Thrust (kgf)	p	Port
G	Mass flux (kg/m^2s)	s	Surface
h_c	Enthalpy (kJ/kg)	t	Nozzle throat
L	Fuel grain length (m)	$total$	Total mixture flow
\dot{m}	Mass flow rate (kg/s)		
O/F	The mass ratio of oxidizer to fuel		
P	Pressure (bar)		
R	Gas constant ($kJ/kg \cdot K$)		
St	Stanton number		
T	Temperature (K)		
t	Time (sec)		
u	Axial velocity (m/s)		
V	Volume of the fuel grain (m^3)		
v	Radial velocity (m/s)		
x	Axial distance (m)		

Greek Symbols

ϵ Nozzle expansion ratio

Subscripts

0 Without blowing effects
 ∞ Boundary layer edge
 a Activation
 b Burning
 c Combustion
 e Burning end

1. 서 론

하이브리드 로켓 모터는 연소실 내부의 고체 연료와 산화제 탱크로부터 유입되는 액체 산화제의 화학반응에 의해서 연소가 진행되는 전형적인 확산화염의 연소 특성을 가지고 있어 액체 로켓 및 고체로켓 모터와는 상이한 성능예측 기법을 요구한다. 추진제의 연소반응을 통해 발생된 화학 에너지가 노즐을 통해 운동에너지로 전환되어 추력을 발생시키게 하는 원리는 고체/액체 로켓 추진기관과 동일하나, 고체 연료와 액체 산화제를 사용하는 하이브리드 로켓에서는 연소실 내부 화염 영역에서 발생된 열량이 고체 연료 표면으로 전달되어 연료를 기화시켜 유입 산화제와 기화된 연료 간의 복잡한 상호작용을 야기하는 특징을 갖고 있다. 이러한 산화제와 연료간의 상호작용은 화염으로부터 연료 표면으로의 열전달을 제한하게 하여, 기화 연료량을 스스로 조절하는 피드백 과정을 거치게 한다. 이와 같은 하이브리드 고유의 연소 특성에 관심을 둔 연구자들은 고체 로켓의 연소 속도(Burning Velocity)에 상응하는 개념인 후퇴율(Regression rate)로 이를 정량화하여 이론적 전개 및 실험적 방법을 통해 연구를 진행해왔다[1,2,3]. 본 연구에서는 실험적 방법을 통해 PE-GOX 하이브리드 모터의 후퇴율식을 기존 이론식을 기반으로 도출하였으며, 이에 대한 고찰을 통해 하이브리드 로켓 모터의 고유 연소 특성을 파악하기 위한 연구를 수행하였다.

2. 후퇴율 모델

하이브리드 연소가 발생하는 경계층 내부 확산 화염에 관한 연구는 초기 Emmons et al.[1]에 의해 해석적 접근이 시도되었다. Emmons et al.은 층류 평판 유동에서 Lewis 수를 1로 가정하여 상사변수를 통해 지배방정식을 Blasius 형태의 상미분방정식으로 표현하였다. 기화된 연료에 대한 경계조건을 이용하여 물질전달 수(B)가 0.5~5.0인 범위에서 층류 경계층 내 확산 화염에 대한 해석적 해를 제시하였으며, 고체 연료의 후퇴율은 연소실 내부 질량 유속의 0.5 지수승에 비례함을 확인하였다.

Houser and Peck[2]은 비정상 확산 화염의 연소 특성을 실험적으로 도출하고자 후퇴율을 물질전달 수와 연소시간의 함수 형태로 표현하였다.

Marxman et al.[3,4]은 화염으로부터 연료 표면으로의 대류 열전달을 단순화된 가정과 이론적 전개를 통해 해석적으로 접근하여, 현재 가장 널리 사용되고 있는 후퇴율식의 근간을 마련하였으며, Smoot and Price[5,6] 등은 하이브리드 연소기 내에서 대류 열전달과 더불어 복사 열전달의 영향에 대한 연구를 수행하였다. 최근 Chiaverini et al.[7]과 Carmicino et al.[8] 등은 하이브리드 로켓의 연소특성을 정확히 모사하기 위하여 해석 및 실험적인 연구를 진행하고 있으며, 국내 한국항공대학교에서는 연료의 형상 인자를 고려한 후퇴율 거동에 대한 실험에 관한 연구[9]와 고체 연료의 질량유속에 대한 실험식[10] 등의 연구 결과를 제시한 바 있다. 건국대학교에서는 후퇴율 향상을 위해 스윙 유동 및 나선형 연료 그레이인을 이용한 연구[11] 및 하이브리드 모터 기초설계[12]를 수행한 바 있다.

3. 하이브리드 모터 연소 시험

3.1 연소 시험 장치

Figure 1의 Lab-scale 하이브리드 추진 시스템은 산화제 공급 장치, 점화 장치, 데이터 획득(DAQ) 시스템 및 연료가 장착 되어 있는 연소

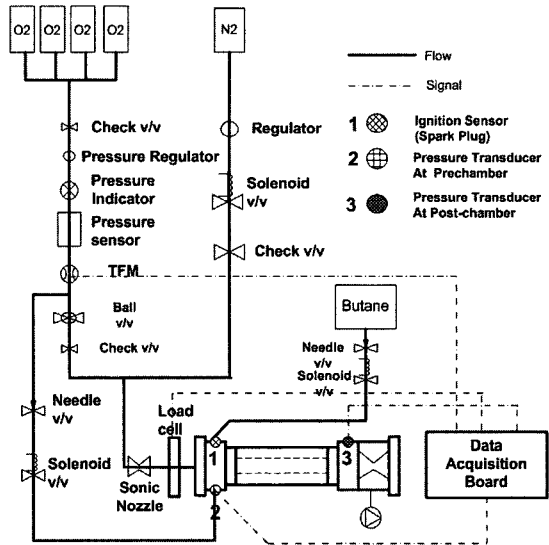


Fig. 1. Experimental Setup for Lab-scale PE-GOX Hybrid Motor Firing

기로 구성되어 있다. 산화제 공급 장치는 연소 시간동안 공급 압력을 충분히 확보하기 위해 120 kgf/cm²으로 충전된 상용 가스 실린더 4개를 병렬로 연결하여 Regulator에 의해 공급 압력을 조절할 수 있도록 구성되었다. 또한 유량을 안정적으로 공급하기 위해 인젝터 상부에 소닉 노즐을 설치하였으며, 공급 산화제 유량은 공급 라인에 설치된 터빈 유량계(TFM)와 소닉 노즐을 통해 확인한다.

초기 점화를 위해 소량의 산화제 및 부탄 가스가 Needle Valve를 통해 점화장치로 공급되며, 이는 Solenoid Valve를 통해 제어된다. 또한, 고전압 발생기를 통해 생성된 전류를 스파크 플러그에 전달하여 시험 초기 충분히 혼합된 상태의 부탄-산소 혼합기를 점화하도록 구성하였다.

데이터 획득 시스템은 배관 압력, Post Chamber의 압력, 추력 측정을 위한 로드셀, 유량계의 각 신호를 획득하도록 Labview 프로그램을 통해 설계되었다.

3.2 모터 제원

본 연구에서 사용된 하이브리드 모터는 Pre-chamber, 고체 연료, Post-chamber 및 노즐로

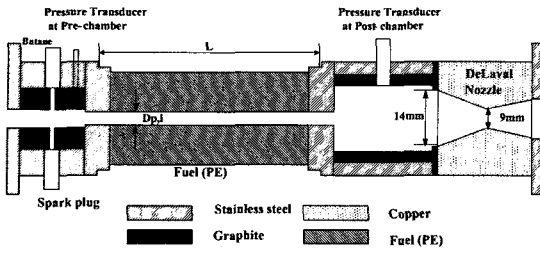


Fig. 2. Schematic-diagram of the Layout of the PE-GOX Hybrid Motor and Its Components

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)	200.0
Nozzle Configuration	
Nozzle Expansion Ratio, ϵ	2.42
Nozzle Throat Diameter, d_t (mm)	9.0

구성되며 기하학적인 제원은 Fig. 2와 같다. 안정된 점화를 위해 Pre-chamber의 공간을 확보하여 점화 장치를 장착하였다. 고체연료는 Polyethylene을 단일 포트 그레이인의 형태로 가공하였으며, 자세한 연료 그레이인의 기하학적인 형상은 Table 1과 같이 요약된다. 연소기 후방의 미연 가스가 반응에 완전히 참여하도록 Post-chamber를 설치하였으며, 고온 고속의 유동이 배출되는 노즐은 삭마를 방지하기 위해 구리 재질을 이용하여 설계되었으며, 과열을 방지하기 위해 수냉식 냉각장치를 마련하였다.

3.3 데이터 산출 과정

지상 연소 시험을 수행하여 추력 및 연소실 압력, 산화제 공급 유량, 그리고 연소 전후 그레이인의 질량 변화를 측정하였다. 수차례의 연소 시험을 통해 획득된 데이터는 다음의 산출 과정을 통해 정리되었다.

연료 그레이인의 부피 변화로부터 연소 후의 포트 그레이인의 평균 직경을 Eq. (1)의 관계식으로부터 구할 수 있다.

$$\Delta V = \frac{\pi}{4} (D_{p,e}^2 - D_{p,i}^2) L \quad (1)$$

여기서, $D_{p,i}$, $D_{p,e}$, ΔV , L 은 각각 고체 연료의 연소 전 포트 직경, 연소 후 포트 평균 직경, 연료 그레이인의 체적 변화, 그레이인 길이를 나타낸다. 연소 후 포트 평균 직경으로부터 Eq. (2)와 같은 방법으로 길이 방향 및 연소 전후 시간에 대한 평균 후퇴율을 구하도록 한다.

$$\bar{r} = \frac{1}{2} \frac{\Delta D_p}{\Delta t} = \frac{1}{2} \left(\frac{D_{p,e} - D_{p,i}}{\Delta t} \right) \quad (2)$$

질량 유속은 시간에 따라 포트 단면적이 증가하기 때문에 지속적으로 변하므로, 포트 내 유량을 평균 포트 면적으로 나누어 구하게 된다. 평균 포트 면적은 Eq. (3)의 산술 평균을 통해 구하게 되며

$$\bar{D}_p = \frac{1}{2} (D_{p,i} + D_{p,e}) \quad (3)$$

구해진 평균 포트 직경으로부터 평균 포트 면적(\bar{A}_p)을 구한 후, 전체 유량을 평균 포트 면적으로 나누면 질량 유속은 Eq. (4)와 같이 표현된다.

$$\bar{G} = \frac{\dot{m}_{total}}{A_p} \quad (4)$$

이와 동일한 방식으로 산화제 질량 플럭스와 연료 질량 플럭스를 Eq. (5), (6)과 같이 구할 수 있다.

$$\bar{G}_{ox} = \frac{\dot{m}_{ox}}{A_p} \quad (5)$$

$$\bar{G}_f = \frac{\dot{m}_f}{A_p} \quad (6)$$

연료 질량 유속을 구하기 위해 사용된 연료 유량은 Eq. (7)과 같은 형태로 연료 밀도, 후퇴율 및 연소면적의 곱으로 표현할 수 있다.

$$\bar{m}_f = \rho_f \bar{r} A_b = \rho_f \bar{r} (\pi \bar{D}_p L) \quad (7)$$

Table 2. Motor Firing Tests Table

Test No.	Independent Variables		Variables related with regression rate							Performance Parameters	
	\bar{m}_{ox} (kg/s)	$D_{p,i}$ (mm)	Δm_f (g)	$D_{p,e}$ (mm)	\bar{r} (mm/s)	\bar{D}_p (mm)	\bar{G} (kg/m ² s)	O/F	B	P_c (bar)	F (kgf)
1	0.034	15.00	40.88	22.33	0.37	18.67	136.25	8.36	1.82	7.96	6.03
2	0.043	15.00	46.13	23.11	0.41	19.06	161.01	9.26	1.56	9.91	7.58
3	0.042	20.00	44.68	26.44	0.32	23.22	107.65	9.34	1.56	9.49	6.86
4	0.042	20.00	45.82	26.59	0.33	23.30	107.78	9.16	1.60	9.69	7.08
5	0.034	25.00	42.57	30.17	0.26	27.59	63.76	8.00	1.66	7.69	5.94
6	0.027	10.00	40.41	19.25	0.46	14.63	170.22	6.56	2.49	6.86	4.75
7	0.018	10.00	34.55	18.20	0.41	14.10	132.54	5.34	3.20	4.97	3.11
8	0.015	10.00	30.09	17.36	0.37	13.68	114.80	4.89	3.54	4.02	2.59
9	0.039	10.00	49.75	20.81	0.54	15.41	217.94	7.85	1.95	9.77	7.23
10	0.044	10.00	53.82	21.46	0.57	15.73	233.56	8.20	1.82	11.00	8.28
11	0.039	10.00	49.57	20.78	0.54	15.39	215.82	7.78	1.97	9.68	7.12
12	0.026	10.00	40.61	19.29	0.46	14.65	168.15	6.45	2.55	6.68	4.64
13	0.019	10.00	26.44	16.64	0.33	13.32	147.28	7.09	2.33	4.40	2.39
14	0.018	10.00	36.58	18.57	0.43	14.29	129.61	5.03	3.40	5.03	3.53
15	0.015	10.00	30.58	17.46	0.37	13.73	115.56	4.87	3.56	3.92	2.48
16	0.010	10.00	24.80	16.31	0.32	13.16	86.46	3.92	4.39	2.73	1.43
17	0.010	10.00	24.30	16.21	0.31	13.11	86.97	4.01	4.31	2.72	1.46
18	0.045	10.00	54.19	21.52	0.58	15.76	237.22	8.32	1.78	11.38	8.61

$$\bar{B} = \frac{(\rho v)_s}{\frac{1}{2} C_f \rho_\infty u_\infty} = \left[\frac{(h_c - h_s) u_\infty}{h_v u_c} \right] \quad (8)$$

$$\bar{r} = A \exp\left(-\frac{E_a}{2R_g T_w}\right) \quad (9)$$

For PE-GOX Propellants

$$A = 4.78 \times 10^6 \text{ (mm/s)}, \quad E_a = 60 \text{ (kcal/kmol)}$$

$$R_g = 1.986 \text{ (cal/mole} \cdot \text{K)}$$

$$\frac{u_\infty}{u_c} = \frac{1 + (O/F + 1)(h_c - h_s)/h_v}{(O/F)(h_c - h_s)/h_v} \quad (10)$$

평균후퇴율은 질량유속과 함께 연료의 평균 물질 전달 수(\bar{B})의 함수로 표현될 수 있다. 물질 전달 수(\bar{B})는 Marxman[3]이 정의한 Eq. (8)에 의해 결정되며, 고체 연료 표면의 엔탈피(h_s)를 구하기 위해 열분해이론(Thermal Pyrolysis)을 적용하였다. 대부분 열분해 실험을 통해 측정된 데이터는

Eq. (9)와 같은 Arrhenius form으로 표현된다.

고체 연료의 표면 온도는 실험을 통해 정립된 상수들과 평균 후퇴율로부터 계산될 수 있다. 본 연구에서는 Polyethylene의 열분해 실험[13]으로부터 도출된 상수 A, 활성화에너지 E_a , 기체상수 R_g 를 이용하였다. 또한 속도비 u_∞/u_c 는 Eq. (10)과 같이 O/F 비를 통해 계산될 수 있다. Eq. (9)로부터 구해진 연료 표면 온도와 속도비 u_∞/u_c 를 통해 물질전달수(\bar{B})를 계산하였다[34].

4. 하이브리드 로켓 모터의 후퇴율

4.1 후퇴율식 도출

후퇴율은 그 정의가 고체연료가 연료면 안으로 타들어가는 속도를 의미하므로, 연료 그레인 포트의 형상 변화와 연소실 내로 기화되어 유입되는 고체 연료 유량에 대한 정보를 제공한다. 연소실 내 유입 유량의 변화는 일정 산화제 공급 유량에

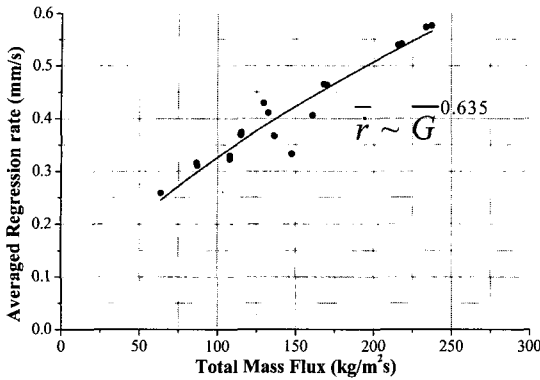


Fig. 3. Regression Rate Behavior on the Total Mass Flux

서 O/F비의 변화를 일으키므로, 이는 연소조건이 지속적으로 바뀔을 의미한다. Table 2와 같이 실시된 실험들을 통해 측정된 후퇴율을 질량유속 \bar{G} 의 함수로 나타내면 Fig. 3과 같으며, 평균후퇴율의 경험식은 Eq. (11)과 같이 모사되었다.

$$\bar{r} \sim \bar{G}^{0.635} \quad (11)$$

따라서 본 실험에서 Eq. (11)의 지수는 0.635로써, 통상적으로 알려진 지수의 범위(0.5 ~ 0.8)에 해당됨을 확인하였다.

Marxman et al.[3,4]에 의해 제안된 후퇴율 이론식은 Eq. (12)와 같이 연료표면으로의 대류 열전달에 대한 이론적 전개를 통해 구해졌다.

$$\frac{\rho_f \dot{r}}{G} = StB = St_0 \left(\frac{St}{St_0} \right) B = aG^{-0.2} x^{-0.2} f(B) \quad (12)$$

Equation (12)에서 St_0 는 벽면으로부터의 분출이 없는(blowing) 완전히 발달된 비반응 난류 유동의 경험식을 이용하여 표현되며, St 는 분출효과와 반응이 고려된 Stanton 수에 해당한다. (St/St_0) 항은 기화된 연료의 분출로 인한 열전달 제한을 의미하는 Blocking Factor로 사용된다. 따라서 Eq. (13)~(15)의 평균 후퇴율은 유량, 연료 길이 및 물 질전달수의 함수로 표현될 수 있다.

4.2 평균 후퇴율 모델

Table 2의 실험 데이터를 기존의 연구자들이 제안한 평균 후퇴율 모델식에 각각 적용하여 실험 상수를 결정하였다. Marxman[3,4]은 Eq. (12)의 형태를 이용하여 평균 후퇴율 모델식을 Eq. (13)의 형태로 사용하였다.

$$\bar{r} = a\bar{G}^m L^n \quad (13)$$

where, $a = 0.01631$, $m = 0.5924$, $n = -0.2$

그리고 연료 타입을 고려할 경우 평균 후퇴율식은 물질전달 수 B를 포함하여 Eq. (14)와 같이 표현됨을 제안하였다[3,4,10].

$$\bar{r} = a\bar{G}^m L^n \bar{B}^k \quad (14)$$

where, $a = 0.01021$, $m = 0.6508$,

$n = -0.2$, $k = 0.15$

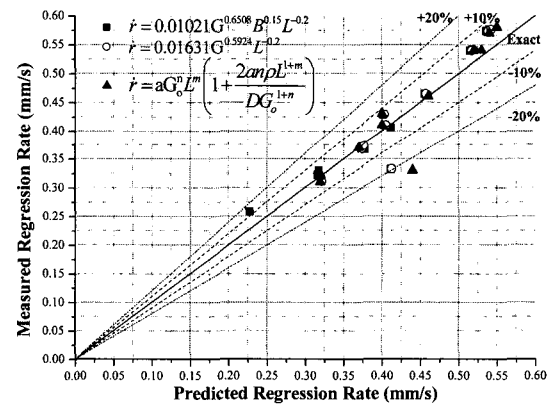


Fig. 4. Regression-rate Correlations Using Various Alternative Forms

만면 Altman[14]은 상류 국부점에서의 기화된 연료의 유량은 하류의 질량 유속 G 에 영향을 주게 되며 해석적 접근을 통해 Eq. (15)와 같은 형태의 후퇴율식을 제안하였다. Eq. (15)는 Eq. (13)과 달리 국부 후퇴율 이론식 Eq. (12)를 보다 구체화시키는 모델이다.

$$\bar{r} = a\bar{G}_o^m L^n \left(1 + \frac{2an\rho_f L^{1+m}}{D_p \bar{G}_o^{1+n}} \right) \quad (15)$$

where, $a = 0.02044$, $m = 0.5335$, $n = -0.2$

앞서 소개된 Marxman과 Altman의 평균 후퇴율 모델식을 이용하여 Table 2의 실험 측정치와 정확도

를 표현하면 Fig. 4와 같이 비교적 10% 내외의 정확도를 가짐을 확인할 수 있었다. 일반적으로 Altman의 후퇴율 모델이 보다 정확한 것으로 알려져 있으나[14], 본 실험에서는 Marxman의 후퇴율 모델에 비해 정확도가 다소 떨어짐을 확인할 수 있었다.

5. PE-GOX 연소 특성

도출된 PE-GOX의 후퇴율식 Eq. (11)을 이용하여 연소실로 유입되는 연료량을 Eq. (16)와 같이 스케일 해석을 하면 연료 유량은 포트 직경의 -0.27 승에 비례함을 알 수 있다.

$$\dot{m}_f = \rho_f \dot{r} A_b \sim G^{0.635} D_p \sim D_p^{-0.27} \quad (16)$$

초기 점화 후 산화제와 기화 연료의 급격한 화학 반응을 통해 발생하는 열은 연료 표면으로 대류 및 복사 모드로 전달된다. 열전달량의 일부는 기화 연료에 의해 제한되며, 이는 다시 기화 연료량을 조절하는 피드백(feedback)을 거치게 된다. 시간이 흐르면서 포트 직경이 증가함에 따라 반응 표면적은 늘어나지만 포트의 면적 증가는 포트 내 질량 유속을 감소시켜 후퇴율의 저하를 초래할 수 있다. 즉, 하이브리드 연소에서 시간이 진행됨에 따라 연료가 유입되는 고체 표면적은 증가하지만, 후퇴율의 감소로 인해 연료 유량의 변화가 둔감해 질 수 있음을 의미한다. 함을 의미한다. 이러한 유입 연료량의 변화는 후퇴율에 대한 질량 유속의 민감도를 의미하는 실험상수 m 에 의해 결정된다. 시간에 따른 연료량의 변화를 고려할 때, m 이 0.5보다 크면 연료량은 감소하는 반면 m 이 0.5보다 작으면 연료량은 증가됨을 Eq. (16)과 동일한 방식으로 추론할 수 있다. 이를 비추어 볼 때, 본 연구에서 사용한 PE-GOX 추진제는 실험상수 m 이 0.5를 약간 상회하는 값을 갖고 있으며 연소시간 또한, 상당히 짧기 때문에 연료량의 변동폭이 상당히 적을 것으로 사료된다. 이는 평균 후퇴율을 순간 후퇴율로 가정하여 연료 그레이의 확공(Grain Burnback Analysis)을 수치적으로 해석한 Fig. 5

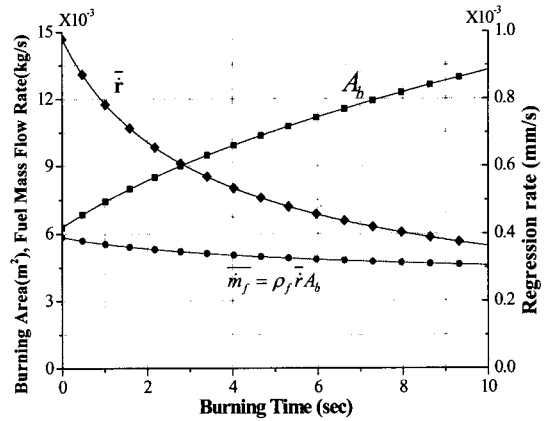


Fig. 5. The Change of Mass Addition from the Fuel Surface

를 통해서도 살펴볼 수 있다. 후퇴율의 감소 속도가 연소 면적의 증가 속도에 비해 상대적으로 크기 때문에 전체 연료 유량은 감소하게 된다.

6. 결 론

PE-GOX 추진제의 연소시험을 통해 하이브리드 로켓의 주요 변수인 후퇴율에 대한 연구를 수행하였다.

1. PE-GOX 추진제의 후퇴율 특성을 살펴본 결과, 본 실험 데이터들을 기존의 Marxman과 Altman의 모델식에 적용시 10%이하 오차의 정확도를 보였으며, 질량 유속의 지수가 일반적인 하이브리드 연소 시험에서 알려진 범위(0.5~0.8)에 해당됨을 확인할 수 있었다.
2. 실험결과로부터 도출된 후퇴율은 포트 내 질량유속에 대하여 $\dot{r} \sim G^{0.635}$ 의 상관관계를 보이며 스케일 해석 및 연료 그레이 확공의 수치해석을 통해 연료 유량의 변동폭이 미미한 것으로 판단되었다. 즉, 산화제 유량이 일정하게 공급되는 시스템에서는 O/F 비의 변동이 상당히 적을 것으로 사료된다.
3. PE-GOX 추진제의 경우, 연료유량의 변동폭이 상당히 적었으나, HTPB나 Parafin Wax 연료와 같이 연료 변동폭이 클 것으로 예상

되는 연료에 대해서는 별도의 연구가 진행되어야 할 것으로 판단된다.

참 고 문 헌

1. Glassman, I., Combustion, Academic Press, 1996
2. Peck, M. V. and Houser, T. J., "Research in Hybrid Combustion", Heterogeneous Combustion, 1963, pp.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. Marxman, G. A., Muzzy, R. and Wooldridge, C., "Fundamentals of hybrid boundary-layer combustion.", Academic Press, 1964, pp.485-521
5. Smoot, L. D. and Price, C. F., "Regression Rates of Metalized Hybrid Fuel Systems." AIAA Journal, Vol. 4, 1965
6. Smoot, L. D. and Price, C. F., "Regression Rates of Nonmetalized Hybrid Fuel Systems." AIAA Journal, Vol. 3, No. 8, 1965.
7. 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, Vol. 17, No. 1, 2001, pp.99-110
8. Carmicino, C. and Sorge, A. R., "Role of Injection in Hybrid Rockets Regression Rate Behavior." Journal of propulsion and power, Vol. 21, No. 4, 2005, pp.606-612
9. 김수종, 김진곤, 이승철, 유우준, 이정표, "하이브리드 로켓의 L/D 비 변화에 따른 연소특성 연구", 한국추진공학회지, 제9권, 제4호, 2005, pp.31-38
10. 유우준, 김진곤, 이정표, 김수종, 이승철, 국태승, "Single Port 하이브리드 추진 시스템의 연료에 따른 연소특성 연구", 한국추진공학회 추계학술대회, 2005, pp.368-372
11. 이정표, 김수종, 이승철, 김진곤, "Single Port 하이브리드 로켓에서의 고체연료 질량유속을 고려한 연소특성 연구", 한국추진공학회 춘계학술대회, 2006, pp.246-250
12. 황영춘, 이창진, "스왈 유동과 나선형 그레이인에 의한 하이브리드 로켓 연료의 연소율 향상", 한국항공우주학회지, 제34권, 제4호, 2006, pp.63-69
13. Lengelle, G., Fourest, B., Godon, J. C. and Guin, C., "Condensed-phase behavior and ablation rate of fuels for hybrid propulsion." AIAA Paper 93-2413, 1993
14. Humble, R. W., "Spece Propulsion Analysis and Design", McGrawHill, 1995