

研究論文

Paraffin wax/LDPE 혼합 연료의 연소 특성에 관한 연구

김수종* · 조정태* · 이정표* · 문희장* · 성홍계** · 김진곤*†

A Study on the Combustion Characteristics of Paraffin wax/LDPE Blended fuel

Soojong Kim* · Jungtae Cho* · Jungpyo Lee* · Heejang Moon* · Honggye Sung** · Jinkon Kim*†

ABSTRACT

The experimental study on paraffin wax/LDPE blended fuel for hybrid rocket was performed. Various combustion characteristics of blended fuel were compared with pure paraffin, HTPB, HDPE and SP-1a fuel in order to evaluate the performance of blended fuel. The regression rate of lab-scale and large-scale motor using pure paraffin fuel was increased by 10.2 and 9.8 factor when respectively compared to that of HDPE. The regression rate factor of blended fuel was 3.4 in which the regression rate of blended fuel was higher than that of HTPB and HDPE, but lower than that of pure paraffin, SP-1a fuel. The values of characteristic velocity and specific impulse of blended fuel was higher than those of pure paraffin, HTPB and HDPE, and almost the same as SP-1a fuel. As these results, it was confirmed that blended fuel can be an effective solid fuel for hybrid rocket.

초 록

하이브리드 로켓을 위한 파라핀 왁스/LDPE 혼합 연료에 관한 실험적 연구를 수행하였다. 혼합 연료의 성능 평가를 위해 혼합 연료의 다양한 연소 특성을 순수 파라핀, HTPB, HDPE, SP-1a 연료와 비교하였다. 순수 파라핀의 후퇴율은 HDPE에 비해 large-scale과 lab-scale 모터에서 각각 10.2, 9.8배 증가하였다. Lab-scale 혼합 연료의 후퇴율은 HDPE에 비해 3.4배 증가하여 HTPB, HDPE 연료보다는 높은 후퇴율을 나타냈으나 순수 파라핀, SP-1a에 비해서는 낮은 후퇴율을 나타냈다. 혼합 연료의 특성속도와 비추력은 순수 파라핀, HTPB, HDPE 보다 높았고 SP-1a 연료와 대등하였다. 이로부터 혼합 연료가 효과적인 하이브리드 로켓 연료가 될 수 있음을 확인하였다.

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Paraffin Wax(파라핀 왁스), LDPE(저밀도 폴리에틸렌), Regression Rate(후퇴율), Characteristic Velocity(특성 속도), Specific Impulse(비추력)

접수일 2010. 2. 12, 수정완료일 2010. 3. 28, 게재확정일 2010. 4. 6

* 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

** 종신회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

† 교신저자, E-mail: jkkin@kau.ac.kr

Nomenclature

a	Regression rate coefficient
a_0	Regression rate coefficient of HDPE
A_t	Nozzle throat area
C^*	Characteristic exhaust velocity
D_f	Grain port diameter after combustion
D_i	Grain port diameter before combustion
F	Thrust
g_0	Acceleration of gravity at sea level
G_o	Oxidizer mass flux
G_1	Minimum oxidizer mass flux
G_2	Maximum oxidizer mass flux
I_{sp}	Specific impulse
L_f	Fuel length
Δm_f	Fuel mass difference between before and after combustion
\dot{m}_o	Oxidizer mass flow rate
n	Regression rate exponent
n_0	Regression rate exponent of HDPE
P_c	Chamber pressure
RRF	Regression Rate Factor Relative to HDPE
\dot{r}	Fuel regression rate
t_b	Burning time
ΔV_f	Fuel volume difference between before and after combustion

Greek symbols

ρ	Density
η	Efficiency

Subscripts

b	Burning
c	Chamber
exp	Experimental
f	Final, fuel
i	Initial
o	Oxidizer
theo	Theoretical

1. 서 론

고체 및 액체 로켓의 장점을 취하고 단점을 보완한 하이브리드 로켓은 경제성, 안전성, 추력 제어의 장점을 가져 많은 연구가 이루어지고 있으나 고체연료의 연소 속도가 고체추진체에 비해 느려 추진 성능이 낮은 단점을 가진다[1,2]. 이를 개선하기 위한 방법의 하나로 많은 연구자들은 기존의 고체연료에 금속이나 카본 분말 등의 첨가제를 혼합함으로써 연료 자체의 열·화학적, 물리적 특성을 바꿔 느린 연소 속도를 보완하고 극복하려는 연구에 집중해왔다[3-6]. 이와 달리 스탠포드 대학의 Karabeyoglu는 새로운 연료인 파라핀 왁스가 효과적인 하이브리드 로켓의 연료가 될 수 있음을 보고하였으며, 가장 일반적인 고체 연료로 사용되는 HTPB(hydroxyl-terminated polybutadiene)의 후퇴율(regression rate)보다 3~4배 이상의 높은 후퇴율을 나타냄을 확인하였다. 이러한 높은 후퇴율은 Fig. 1에서 볼 수 있듯이 화염으로부터 고체연료 표면으로의 열전달에 의해 발생하는 기화 연료량 이외에 열전달에 의해 용융된 저점성의 얇고 불안정한 액화 연료층에서 고속으로 주입된 산화제 유동에 의해 급속히 떨어져 나가 화염으로 유입되는 액적 형태의 연료량에 기인하는 것으로 알려져 있다[7].

반면 급속히 유입되는 액적 연료는 연소실 내부에서 완전 연소되지 못하고 상당량이 노즐 외부로 배출되어 연소효율을 감소시킨다. 이 때문에 금속 분말이나 카본 블랙 등의 이종(heterogeneous) 물질을 첨가하는 방법이 사용되나 이러한 방법은 연소 불안정, 연소실 압력 민

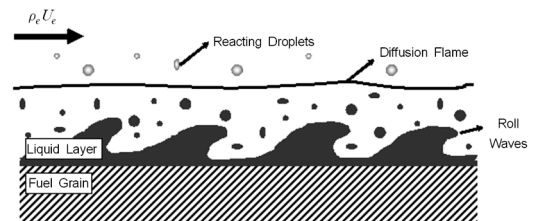


Fig. 1 Schematic of the droplets entrainment

감도 증가 등의 문제점을 야기한다. 또한 주조를 위해 용융된 액체 파라핀은 점성이 매우 낮아 파라핀에 녹지 않는 입자들은 연료 주조 과정에서 불균일한 분포와 침전(settling)이 발생할 수 있으며, 안정적인 연소 성능을 위해서는 나노 수준의 입자 균일도가 보장되어야 하므로 연료 제작 비용을 증가시킨다.

따라서 본 연구에서는 이중 첨가제가 가진 문제점을 유발하지 않으면서도 순수 파라핀 왁스 연료의 낮은 연소효율을 개선할 수 있는 n-알케인(C_nH_{2n+2})계 연료인 파라핀 왁스와 동종(homologous) 물질인 LDPE(low density polyethylene(CH_2)_n)를 용융 혼합한 연료를 제조하여 실험적 연구를 수행하였다. 실험 결과는 HTPB, HDPE(high density polyethylene), 이중 물질이 첨가된 파라핀, 순수 파라핀 연료의 실험 결과와 비교하여 하이브리드 로켓용 연료로서의 적용 가능성을 검토하였다.

2. 실험장치 및 방법

2.1 실험장치

본 연구에 사용한 연소실험장치는 lab-scale과 large-scale로 구분되며 lab-scale 실험장치 구성도와 하이브리드 로켓 모터를 Fig. 2와 3에 나타내었으며 하이브리드 로켓 모터의 실제 사진을 Fig. 4에 나타내었다. Lab-scale과 large-scale의 서로 다른 크기의 실험은 향후 scale 효과를 분석하기 위해 고려되었다. Lab-scale 실험 장치 중 로켓 모터는 연소실 압력 200psi, 추력 12kgf, 노즐 팽창비 2.8로 설계되었으며 large-scale 로켓 모터는 연소실 압력 400psi, 추력 100kgf, 노즐 팽창비 4.0으로 설계되었다. Large-scale 실험을 위한 하이브리드 로켓 모터와 실험장치의 구성은 lab-scale과 유사하며 한국항공대학교 내에 구축된 외부 연소시험장에 설치하여 연소 실험을 수행하였다. 본 연구에서의 파라핀계 혼합 연료와 비교 연료군(HTPB, HDPE, 순수 파라핀)에 대한 연소 실험은 lab-scale 모터에서 수행되었고 향후 large-scale 연소 실험을 통해 scale 효과에 대한 보다 상세한 연구가 수행될 계획이다. 본 논문에서는 순수 파라핀에 대해서만 large-scale에서의 실험을 수행하여 연소기와 실험장치에 대한 검증 및 기초 데이터의 획득을 완료하였다.

Table 1. Specification of the combustion test

Scale	Large	Lab	Lab	Lab[8]	Lab	Large[9]
Oxidizer	Gaseous Oxygen					
Solid Fuel Type	Pure Paraffin Wax (PR100)	Paraffin Wax +10 wt% LDPE (PR90PE10)	High Density PolyEthylene (HDPE)	Hydroxyl-Terminated PolyButadiene (HTPB)	Pure Paraffin Wax (PR100)	Metalized Paraffin Wax (SP1-a)
Solid Fuel Density(kg/m³)	¹⁾ 870	905~915	950	928	²⁾ 890~910	808~911
Burning Time(sec)	7~10	5~10	10	5~10	5	6~10
Oxidizer Mass Flow Rate(g/sec)	165~276	17~79	9~73	12~54	15~27	1560~5550
Averaged Oxidizer Mass Flux(kg/m²-sec)	50~70	55~160	70~395	55~130	45~75	110~370
Grain Outer Diameter(mm)	117	70	50~70	50	50~70	191
Grain Length(mm)	400	200	200	200	200	775~1148
Initial Port Diameter(mm)	40	10	10	10~15	10	75~154
L/D ratio	10	20	20	13~20	20	5~13

1)과 2)의 순수 파라핀 왁스의 밀도차는 연료 주조시의 가압력과 냉각시의 외부 온도의 차이 때문에 발생

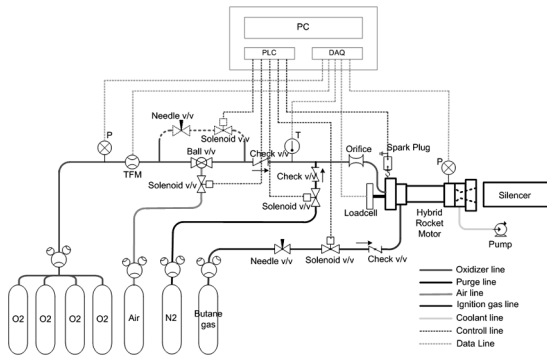


Fig. 2 Schematic of the hybrid experimental setup(Lab-scale)

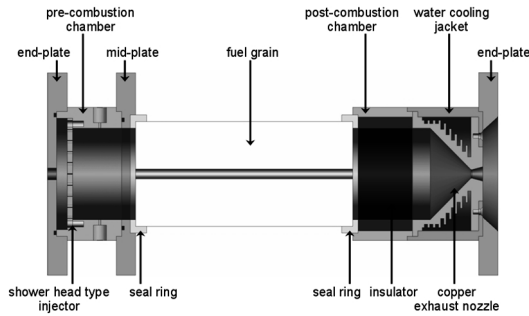
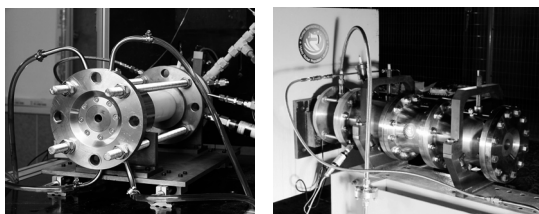


Fig. 3 Schematic of the hybrid rocket motor(Lab-scale)



(lab-scale)

(large-scale)

Fig. 4 Hybrid rocket motor

두 scale의 실험장치 모두 산화제는 상용 실린더에 약 120kgf/cm²의 압력으로 충전된 상온(15℃)의 기체 산소를 사용하였으며 압력조절기와 오리피스를 사용하여 공급 유량을 조절하였다. 산화제 공급 유량은 large-scale 실험에서는 유량 측정범위가 큰 SAGE 사의 열식질량유량계

(thermal gas mass flow meter)를 이용하였고, lab-scale 실험에서는 Sponsler 사의 TFM(turbine flow meter)을 이용해 측정하였다. 점화는 모두 프로판, 산소 혼합 가스에 스파크를 가해 점화하는 토치식 점화기를 사용하였다. 실험의 전 과정은 PLC(program logic control)를 통해 제어되며 National Instrument 사의 DAQ 보드와 LabView 프로그램을 이용하여 각 센서로부터의 데이터를 2.5kHz로 획득하였으며 이 때 측정 오차는 0.5% 이내였다. 2.5kHz의 sampling rate는 향후 연소실 압력 주파수 분석을 위해 고려되었다. Lab-scale 연소기는 저항이 작은 LM가이드 위에 장착하여 초기 저항을 최소화하였으며, large-scale 연소기는 볼 베어링을 장착한 클램프로 모터를 고정하고 CAS 사의 로드셀을 이용하여 추력을 측정하였다. 연소기의 후방 연소실에는 고 분해능을 가지는 Kistler사의 압력 센서(6061B)를 장착하여 연소실 압력을 측정하였다. 출구 노즐은 반복 시험에도 노즐의 삭마가 일어나지 않도록 물냉각 자켓을 가지는 구리 합금 소재의 노즐을 제작하여 사용하였다.

Lab-scale 및 large-scale, 비교 연료군에 따른 실험 조건은 Table 1에 나타냈으며 각 실험 결과는 HTPB[8], HDPE, 순수 파라핀 왁스, Stanford 대학의 이중 물질(알루미늄, 카본 블랙 등)이 첨가된 파라핀 왁스(SP-1a)[9] 결과와 비교하였다.

2.2 혼합 고체연료

실험에 사용한 파라핀 왁스는 완전 정제된 (fully refined) 유분 0.2% 이내이며 61℃(ASTM D87)의 녹는점을 갖는 밀도 916kg/m³의 제품을 사용하였다. 파라핀과 함께 블렌딩한 폴리머는 입자 형상의 저밀도폴리에틸렌(LDPE)으로 녹는점 110℃, 밀도 921kg/m³의 제품을 사용하였다. 블렌딩 시에는 히터가 장착된 용융기를 120~200℃로 가열하고 회전 속도가 조절되는 교반기를 사용하여 두 재료를 용융, 혼합하였다. 완전히 용융, 혼합된 재료는 멘드렐이 장착된 가압 챔버에 주입한 뒤 가압 냉각하여 수직방향 수축

만을 유도하여 경화한 뒤 2차 형상 가공하여 연료 그레이인을 제작하였다. 최종 제작된 연료의 밀도는 파라핀의 수축 정도에 따라 다소 차이가 있었으나 실험 결과 값의 도출 시 각 연료의 실제 밀도를 고려하여 연료에 따른 비교, 분석을 수행하였다.

23 산화제 유속에 따른 후퇴율 관계식

하이브리드 로켓의 중요한 설계 및 성능 변수인 고체연료 후퇴율은 일반적으로 산화제 질량 유속에 따른 관계식으로 나타내며 본 연구에서 사용한 후퇴율과 산화제 질량 유속 관계식은 연소 시간과 연료 길이에 대한 평균값인 시공간 평균화된 식으로 Eq. 1과 같이 표현된다.

$$\bar{r} = a \overline{G_o}^n \quad (1)$$

여기서, 산화제 질량 유속은 Eq. 2와 같으며 산화제 공급 유량은 연소 시간동안 공급된 총 산화제의 평균 유량이며 유속 계산에 사용된 포트 단면적은 연소 전·후 포트 직경의 평균 직경을 사용해 계산한 포트 단면적이다.

$$\overline{G_o} = \frac{\int_0^{t_b} \dot{m}_o dt}{t_b} = \frac{\bar{m}_o}{\frac{\pi}{4} \left(\frac{D_i + D_f}{2} \right)^2} = \frac{\bar{m}_o}{\frac{\pi}{4} \overline{D}^2} \quad (2)$$

위 식에서 D_i 는 연료 포트의 연소 전 직경이고, D_f 는 연소 후 직경이다. 후퇴율은 고체연료의 연소 표면에 대해 수직 방향으로 타들어가는 속도로 정의되며 연소 전·후 연료의 무게를 측정하여 Eq. 3~5의 방법으로 구한다.

$$\Delta m_f = \rho_f \Delta V_f = \frac{\rho_f \pi (D_f^2 - D_i^2) L_f}{4} \quad (3)$$

$$D_f = \left[\left(\frac{4 \Delta m_f}{\pi \rho_f L_f} \right) + D_i^2 \right]^{\frac{1}{2}} \quad (4)$$

$$\bar{r} = \frac{D_f - D_i}{2t_b} \quad (5)$$

24 상사 변수

하이브리드 로켓의 연소실 내부 유동은 난류 경계층 유동으로 정의될 수 있다. 이러한 하이브리드 로켓의 연소실 내부 유동과 연소 과정은 복잡한 물리화학적 상호 작용에 영향을 주는 전달 현상(transport phenomena)에 따라 매우 다른 특성을 가지며, 이러한 전달 현상에 있어 가장 중요한 변수는 Reynolds 수이다. 따라서 하이브리드 로켓 모터의 크기와 작동 조건을 정의하는 연료 그레이인 포트와 산화제 유속에 대한 상사변수는 일반적으로 Reynolds 수에 기초하여 Eq. 6과 같이 표현할 수 있다[10].

$$Re \propto G_o D \quad (6)$$

이러한 상사 변수가 같을 경우 연료 그레이인 포트 크기와 산화제 유속에 관계 없이 연소가 일어나는 연료 그레이인 포트 내부에서의 확산화염 특성, 전달 현상, 연료 및 산화제 액적의 동적 거동이 유사하다고 볼 수 있다.

한편, Reynolds 수는 일정한 포트 직경을 사용하여 정의되나, 본 연구에서 사용한 파라핀계 연료와 같이 그레이인 포트 직경이 연소 시간 동안 크게 변화하는 경우 일정한 포트 직경은 평균화된 포트 직경으로 교체되고 산화제 유속 또한 평균화된 값으로 교체되는 것이 타당하다. 따라서 상사 변수는 Eq. 7과 같이 표현될 수 있다.

$$\overline{Re} \propto \overline{G_o} \overline{D} \quad (7)$$

25 연소 효율 계산식

본 연구에서는 혼합 연료의 성능을 평가하고 다른 연료와의 비교를 위해 연소실 압력과 추력 측정 데이터에 기초한 특성속도와 비추력을 구하였으며 열화학평형 코드인 CEA[11]를 이용하여 도출한 이론 최대값과 비교하여 연소 효율을 도출하였다. 실험 특성속도와 특성속도 효율은 Eq. 8, 9와 같이 계산하였으며, 비추력은 Eq. 10과 같이 계산하였다.

$$\eta_{c^*} = \frac{C_{exp}^*}{C_{theo}^*} \quad (8)$$

$$C_{exp}^* = \frac{A_t \int_0^{t_b} P_c dt}{\int_0^{t_b} \dot{m}_o dt + \Delta m_f} \quad (9)$$

$$Isp_{exp} = \frac{\int_0^{t_b} F dt}{g_0 \left(\int_0^{t_b} \dot{m}_o dt + \Delta m_f \right)} \quad (10)$$

3. 실험 결과

Figure 5는 산화제 질량 유속에 따른 상사 변수를 비교한 것으로 lab-scale 실험의 경우는 상

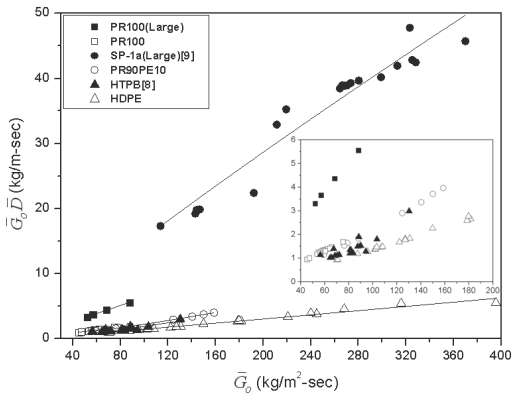


Fig. 5 Similarity parameter comparisons

사 변수의 범위가 1~5를 보이고, large-scale의 순수 파라핀은 3~6 범위에 위치하여 다소 높은 값을 지나 큰 차이를 보이지 않아 그레인 포트 내부에서의 유체역학적 특성이 유사한 범위에서 실험이 수행되었음을 알 수 있다. 반면 Stanford 대학에서 수행한 SP-1a의 상사 변수는 본 연소 실험의 결과와 큰 차이를 보였다. 이러한 차이는 Table 1에서 알 수 있듯이 산화제 공급 유량과 로켓 모터의 scale이 상대적으로 큰 범위에서 수행되었기 때문이다. Fig. 5에서도 알 수 있듯이 산화제 유속 범위가 유사함에도 높은 상사 변수 값을 가지는 것은 초기 연료 그레인 포트 직경이 75~154mm로 큰 형상을 가진 연료를 사용하였기 때문으로 판단된다. 또한 SP-1a 연료는 금속 분말이나 카본 블랙 등의 이종 물질을 첨가한 연료로서 이종 물질을 첨가하지 않은 다른 연료와 비교할 때 연료 자체의 물성이 크게 달라 상사 변수에서도 큰 차이를 유발한 것으로 사료된다. 따라서 본 실험의 경우와 그레인 포트 내부에서의 유체역학적 특성 차이가 커 정량적 비교는 어려울 수 있으나 파라핀계 연료를 사용한 공개된 실험 자료가 많지 않아 비교 자료로 사용하였다. 일반적으로 하이브리드 로켓 모터에서 상사 변수 GD값이 클수록 후퇴율은 증가하고[10], 모터 scale이 클수록 연소 효율이 증가[9]하는 점을 고려하면 본 실험결과와의 상대적 비교는 가능할 것으로 판단된다.

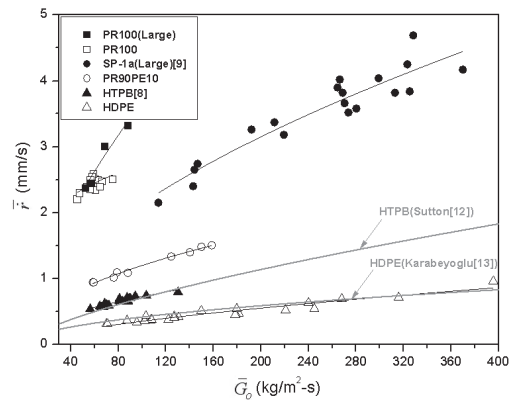


Fig. 6 Regression rate vs averaged oxidizer mass flux

Figure 6은 각 연료별 산화제 질량 유속에 대한 후퇴율 결과로서 파라핀계 연료의 후퇴율은 폴리머계 연료인 HDPE 연료에 비해 매우 빠른 후퇴율을 보임을 알 수 있다. 순수 파라핀의 결과에서 로켓 모터의 scale이 커질수록 후퇴율이 증가하는 경향을 보이나 lab-scale 결과의 산화제 유속 구간이 좁아 실험점이 한 영역에 집중된 것을 알 수 있다. 이러한 원인으로 Table 2에 나타난 후퇴율 관계식 지수 n 과 후퇴율 관계식 상수 a 가 다른 연료군에 비해 큰 차이를 보였다. 따라서 보다 정확한 증가를 비교와 후퇴율 관계식 도출을 위해서는 보다 높은 산화제 유속 구간에서의 실험이 필요할 것으로 판단된다. 파라핀 왁스에 10 wt%의 LDPE를 첨가한 혼합 연료의 경우 순수 파라핀과 SP-1a 연료에 비해 낮은 후퇴율을 보였으나 HTPB와 HDPE에 비해서는 높은 후퇴율을 보였다. 이는 LDPE를 혼합함으로써 유입(entainment) 후퇴율에 영향을 미치는 액체 연료층의 점성과 표면장력이 커져 액적 형태의 연료 발생이 일부 감소하였기 때문으로 판단된다. 따라서 LDPE 첨가비의 조절이 액적 유입량의 조절을 가능하게 할 것으로 판단된다. Table 2는 산화제 질량 유속에 따른 후퇴율 관계식을 도출하여 나타난 것으로 HDPE의 후퇴율을 기준으로 상대적 증가율(RRF)을 비교하였으며 실험 데이터를 통해 도출한 산화제 질량 유속에 대한 후퇴율 관계식에 기초한 계산식은 Eq. 11과 같다.

$$RRF = \frac{\frac{a}{a_0} \int_{G_1}^{G_2} G^{n-n_0} dG}{G_2 - G_1} \quad (11)$$

본 연구의 HTPB와 HDPE의 실험 결과는 타 연구자의 실험식[12,13]과 비교하였을 때 매우 유사한 결과임을 알 수 있어 파라핀계 연료의 후퇴율 증가율에 대한 타당성을 제공한다. 가장 일반적으로 사용되는 HTPB는 HDPE에 비해 2.0배의 후퇴율을 보였으며 순수 파라핀을 사용한

Table 2. Comparison of the regression rate correlation

Fuel Type	a [$\frac{mm}{sec} (\frac{kg}{m^2 sec})^{-n}$]	n	Regression Rate Factor Relative to HDPE
PR100 (large)	0.177	0.66	10.2
PR100	1.012	0.22	9.8
SP-1a[9]	0.117	0.62	5.5
PR90PE10	0.127	0.49	3.4
HTPB[8]	0.072	0.50	2.0
HDPE	0.018	0.65	1

경우, HDPE에 비해 large-scale, lab-scale 각각 10.2배, 9.8배의 매우 큰 후퇴율 증가를 보였다. 파라핀 왁스/LDPE 혼합 연료의 경우 HDPE에 비해 3.4배 높은 후퇴율을 보였으며 HTPB에 비해서도 높은 후퇴율을 보여 기존에 주로 사용되던 폴리머계 연료에 비해서는 효과적인 연료임을 알 수 있다. 반면 SP-1a 연료에 비해서는 낮은 후퇴율을 보였는데 SP-1a의 결과가 GD값이 크고, scale이 매우 큰 로켓 모터에서의 실험 결과임을 고려하면 혼합 연료의 scale이 증가할 경우 후퇴율 차이는 다소 줄어들 수 있을 것으로 사료된다.

Figure 7은 산화제 공급 유량에 따른 연소실 압력 결과로서 파라핀계 연료의 경우 동일 산화제 유량에서 연소실 압력이 더 높게 나타난 것

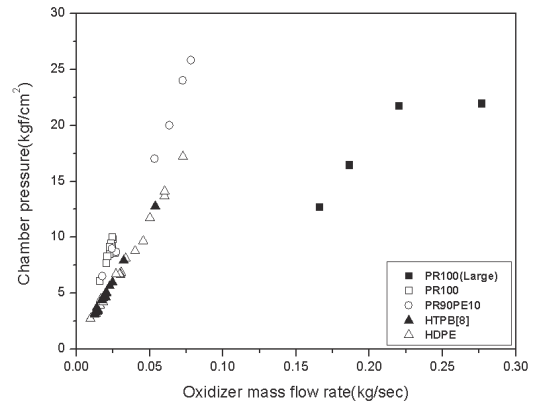


Fig. 7 Chamber pressure vs oxidizer mass flow rate

을 알 수 있다. 이러한 결과는 후퇴율에서도 알 수 있듯이 동일 산화제 유량이 공급되어도 파라핀계 연료의 연소량이 기존 폴리머계 연료에 비해 크게 증가하여 전체 추진제 유량이 증가하였기 때문으로 판단된다. 또한 동일 산화제 유량이 공급되어도 연료 자체의 물성에 따라 연소량의 큰 차이가 발생하게 되어 O/F의 범위에서도 큰 차이를 보였다. 다양한 연료에 대한 실험을 통해 측정된 연소실 압력은 산화제 공급 유량이 많아질수록 증가하여 2.7~26kgf/cm²의 범위를 보인다. 일반적으로 산화제 저유속 범위에서 압력이 증가할수록 후퇴율이 증가하는 것으로 알려져 있어 파라핀계 연료와 폴리머계 연료의 압력차가 파라핀계 연료의 후퇴율이 폴리머계 연료의 후퇴율보다 증가한 것에 대한 한 원인이 될 수 있을 것으로 판단된다. 그러나 파라핀계 연료의 경우 용해된 액막 형태의 연료와 액막 위를 흐르는 고속의 산화제 유동의 전단력에 의해 불안정한 액막 파동이 형성되고 액막으로부터 액적 형태로 떨어져나가 화염으로 유입되는 연료량이 기화에 의한 연소량보다 현저히 많다. 따라서 연료 액적의 유입량과 관련 있는 점성, 표면장력 등의 연료 자체의 물성이 가지는 차이가 후퇴율의 차이에 더 큰 영향을 준 것으로 판단된다.

Figure 8은 연료 종류에 따라 O/F에 대한 특성속도를 비교한 것으로 연료에 따른 특성속도와 특성속도 효율을 비교하기 위해서 CEA를 이

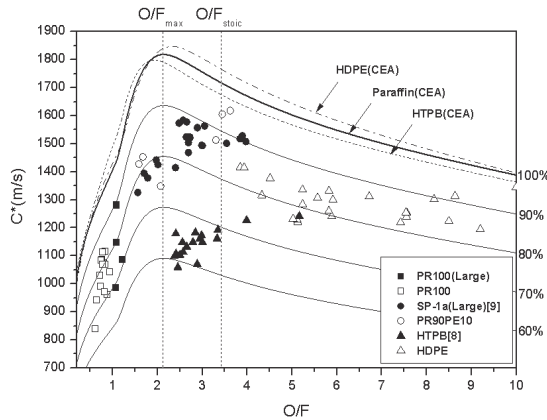


Fig. 8 Characteristic velocity vs O/F ratio

용하여 각 O/F에서의 이론 특성속도를 동일한 연소실 압력(200psi)에서 구하여 나타내었다. CEA에서 사용된 동일 압력은 Fig. 7에서 알 수 있듯이 서로 다른 연소실 압력 범위를 보이는 모든 실험 케이스의 연소효율을 O/F에 따른 특성속도와 함께 비교하기 위해 고려된 것으로 측정된 연소실 압력 범위의 중간 값에 해당하며 CEA를 이용한 특성속도 값은 연소실 압력에 따라서는 큰 차이가 없었다. 연료에 따라 이론 O/F와 특성속도 값의 차이가 크지 않았으며, 파라핀 왁스의 경우 이론 O/F는 3.4, 최대 이론 특성속도는 O/F 2.1에서 나타났다. 파라핀계 연료의 경우 대부분 70% 이상의 특성속도 효율을 보이나 순수 파라핀의 경우 연료 농후 O/F 영역에서 연소가 이루어져 특성속도가 매우 낮음을 알 수 있다. 이는 많은 연료 액적이 떨어져나가 화염으로 유입되었으나 연소실 내부에서 완전 연소되지 못하고 배출되어 연소실 압력 상승에 기여하지 못하였음을 나타내는 결과이다. 반면 LDPE를 혼합한 PR90PE10의 경우 O/F가 순수 파라핀의 이론 O/F(3.4, C₂₈H₅₈)에 근접하여 특성속도와 특성속도 효율 모두 증가하나 최대 이론 특성속도가 나타나는 O/F 보다는 높은 O/F 영역에서 최대 특성속도가 나타났다. 이러한 특성은 스탠포드 대학의 결과(SP-1a)와도 유사한 것으로 많은 액적이 발생하는 연료를 사용하는 경우 열화학적 특성에 따른 연료 연소율과

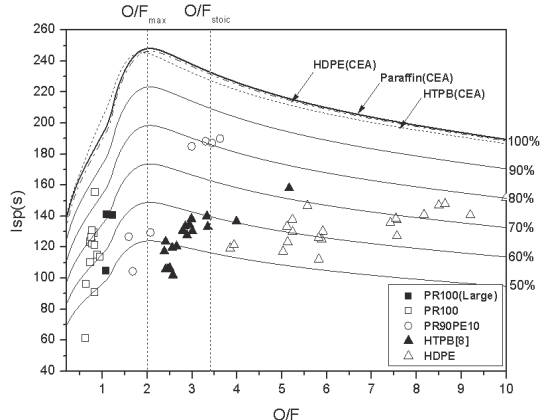


Fig. 9 Specific impulse vs O/F ratio

함께 산화제 제트에 의한 기체 역학적 고려가 필요함을 보여주는 결과이다. 혼합 연료의 특성 속도는 SP-1a의 특성속도와 대등한 값을 보였다. 이는 SP-1a의 결과가 상대적으로 연소 효율이 높게 나타날 수 있는 큰 scale의 모터에서 수행된 것을 고려한다면 혼합 연료의 특성속도 효율이 이종 물질을 첨가한 SP-1a의 특성속도 효율과 대등하거나 높다는 것을 보여주는 결과이다.

Figure 9는 연료 종류에 따라 O/F에 대한 비추력을 비교한 결과로 연료에 따른 비추력과 비추력 효율을 비교하기 위해서 CEA를 이용하여 각 O/F 비에서의 이론 해수면 비추력을 동일한 연소실 압력(200psi)과 실험에 사용한 실제 노즐 팽창비($A_e/A_t=2.8$)에서 구하여 나타내었다. 혼합 연료의 비추력은 SP-1a의 추력 데이터를 확보할 수 없어 SP-1a와의 비교는 할 수 없었으나 다른 연료에 비해 혼합 연료의 비추력이 가장 높게 나타났다. 특성속도 결과와 같이 이론 O/F에 근접 할수록 비추력 또한 증가하였으나 최대 이론 비추력이 나타나는 O/F 보다는 높은 O/F에서 최대 비추력(190sec)이 나타났다.

4. 결 론

순수 파라핀 왁스 연료의 낮은 연소효율을 개선하고 이종 첨가제가 가진 문제점을 개선하고자 파라핀 왁스/LDPE를 용융 혼합한 연료를 제조하여 다양한 연소 특성을 HTPB, HDPE, 이종 물질이 첨가된 파라핀(SP-1a), 순수 파라핀 연료와 비교하였다.

순수 파라핀의 후퇴율은 HDPE에 비해 large-scale과 lab-scale 모터에서 각각 10.2, 9.8배 증가하였으며 파라핀/LDPE 혼합 연료의 경우 3.4배 증가하여 HTPB와 HDPE 연료보다 높은 후퇴율을 나타냈으나 SP-1a에 비해서는 낮게 나타났다.

순수 파라핀의 경우 높은 액적 형태의 연료가 발생하지만 연소실 내부에서 완전 연소되지 못하고 배출되어 특성속도가 매우 낮았다. 혼합 연

료는 파라핀의 이론 O/F에 근접하며 특성속도와 특성속도 효율 모두 증가하나 최대 이론 특성속도가 나타나는 O/F 보다는 높은 O/F 영역에서 최대 특성속도가 나타났다. 또한 HTPB, HDPE, 순수 파라핀에 비해 높게 나타났으며 SP-1a 연료에 비해 대등한 특성속도와 특성속도 효율을 보였다.

혼합 연료의 비추력은 특성속도 결과와 같이 HTPB, HDPE, 순수 파라핀에 비해 높게 나타났으며 이론 O/F에 근접할수록 비추력 또한 증가하여 최대 190sec의 비추력을 보였다.

이러한 결과를 통해 순수 파라핀/LDPE 혼합 연료는 HTPB, HDPE보다 고성능 연료이며, 순수 파라핀의 낮은 연소 효율을 개선하면서도 이종 물질을 첨가한 파라핀에 비해 후퇴율은 다소 낮지만 연소 효율은 대등하고 이종 물질의 단점을 유발하지 않는 효과적인 연료임을 확인하였다.

후 기

"이 논문은 2007년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임(No. R0A-2007-000-10034-0(2007))."

참 고 문 헌

1. Ronald W, Humble., Gary N, Henry., Wiley J, Larson., Space Propulsion Analysis and Design, McGraw-Hill, Inc., 1995, Ch. 7.
2. 김수중, 김진곤, 이승철, 유우준, 이정표, "하이브리드 로켓의 L/D 비 변화에 따른 연소 특성 연구," 한국추진공학학회지, 제9권, 제4호, 2005, pp.31-38
3. Risha G. A., Evans B. J., Boyer E., Wehrman R. B. and Kuo K. K., "Nano-sized Aluminum-and Boron-Based Solid-Fuel Characterizaion in a Hybrid

- Rocket Engine", AIAA paper 2003-4593, 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2003-4593, Huntsville, AL, 2003
4. Evans B. J., Favorito N. A. and Kuo K. K., "Study of Solid Fuel Burning-Rate Enhancement Behavior in an X-ray Translucent Hybrid Rocket Motor", AIAA paper 2005-3909, 41th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2005-3909, Tucson, AZ, 2005
 5. Risha G. A., Boyer E., Wehrman R. B. and Kuo K. K., "Performance Comparison of HTPB-Based Solid Fuels Containing Nano-Sized Energetic Powder in a Cylindrical Hybrid Rocket Motor", 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA 2002-3576, Indianapolis, IN, 2002
 6. Frederick R. A., Moser M. D., Richard Knox L. and Whitehead J. J., "Ballistic Properties of Mixed Hybrid Propellants," 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2004-3824, Fort Lauderdale, FL, 2004
 7. Karabeyoglu, M. A., Cantwell, B. J. and Altman, D., "Development and Testing of Paraffin-Based Hybrid Rocket Fuels", 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2009-5112, Salt Lake City, UT, 2001
 8. 이정표, 조성봉, 김수종, 김진곤, 문희장, 성흥계, 최성한, 장기원 "하이브리드 로켓의 HTPB 연소특성에 관한 연구", 한국추진공학회 춘계학술대회, 2007
 9. Karabeyoglu, M. A., Zilliac, G., Cantwell, B. J., Altman, Zilwa. S. D., and Castelluci, P., " Scale-up Tests of High Regression Rate Paraffin-Based Hybrid Rocket Fuels", Journal of Propulsion and Power, Vol. 20, No. 6, November-December 2004, pp. 1037-1045
 10. Gany, A., "Scale Effect in Hybrid Motors under Similarity Conmitions", 32nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 96-2846, Lake Buena Vista, FL, 1996
 11. Gordon, S., and McBride, B.J. 1976. "Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions, rocket performance, incident and reflected shocks, and Chapman-Jouguet detonations", NASA SP-273, Interim Revision, March
 12. Sutton, G.P. and Biblarz, O., Rocket Propulsion Elements, 7th ed., John Wiley & Sons, 2001, Chap. 15, pp.591
 13. Karabeyoglu, M. A. and Zilliac, G., "Hybrid Rocket Fuel Regression Rate Data and Modeling", 42th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2006-4674, Sacramento, CA, 2006