

## 파라핀계 하이브리드 로켓 연료의 연소 특성

김수종\* · 조정태\* · 김기훈\* · 김학철\* · 우경진\*\* · 이정표\* ·  
문희장\*\* · 성홍계\*\* · 김진곤\*\*

# Combustion Characteristics of the Paraffin-Based Hybrid Rocket Fuel

Soojong Kim\* · Jungtae Cho\* · Gihun Kim\* · Hakchul Kim\* · Kyongjin Woo\*\* · Jungpyo Lee\* ·  
Heejang Moon\*\* · Honggye Sung\*\* · Jinkon Kim\*\*

### ABSTRACT

Combustion characteristics of the paraffin-based hybrid rocket fuel were compared with HDPE fuel. Regression rate of the pure paraffin wax was increased 12.1 times, but characteristic velocity was lower than HDPE. In case of paraffin fuel with 10%wt LDPE, regression rate was lower than pure paraffin wax, but regression rate compare with HDPE was increased 3.5 times and characteristic velocity was increased. According to these results, it was confirmed that blending of polymeric fuel improves combustion efficiency.

### 초 록

하이브리드 로켓에서 파라핀계 연료의 연소 특성을 HDPE 연료와 비교하였다. 순수 파라핀 왁스를 사용한 경우 후퇴율은 HDPE에 비해 12.1배로 매우 빠른 후퇴율을 보였으나 특성 속도는 매우 낮았다. 순수 파라핀에 10 wt%의 LDPE를 블렌딩한 연료의 경우 순수 파라핀에 비해 후퇴율이 감소한 반면 HDPE에 비해서는 3.5배로 빠른 후퇴율을 보이면서도 특성속도는 증가되었다. 이를 통해 순수 파라핀에 폴리머계 연료를 블렌딩함으로써 연소 효율을 개선할 수 있음을 확인하였다.

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Blending(혼합), Paraffin Wax(파라핀 왁스), Regression Rate(후퇴율), O/F Ratio(O/F 비), Characteristic Velocity(특성 속도)

### 1. 서 론

고체 및 액체 로켓의 장점을 취하고 단점을 보완한 하이브리드 로켓은 경제성, 안전성, 추력 제어성 등의 장점과 함께 고체연료의 후퇴율이 느려 전체적인 추진 성능이 낮은 단점을 가져 이를 보완, 해결하기 위한 많은 연구가 수행되고

\* 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

\*\* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

연락처, E-mail: E-mail: jkkim@kau.ac.kr

있다[1,2]. 스탠포드 대학에서는 파라핀 왁스를 하이브리드 로켓용 연료로 사용한 연구를 수행하고 있으며 가장 일반적으로 사용되는 HTPB의 후퇴율보다 3~4배 이상의 높은 후퇴율을 나타냄을 확인하였다. 이는 화염으로부터 고체 연료 표면으로의 열전달에 의해 발생하는 기화 연료량 이외에, 열전달에 의해 용해된 점성이 낮으며 얇고 불안정한 액화 연료층에서 고속으로 주입된 산화제의 유동에 의해 연료 액적이 급속히 떨어져 나가며 화염층으로 유입되는 연료량에 기인하는 것으로 알려져 있다[3].

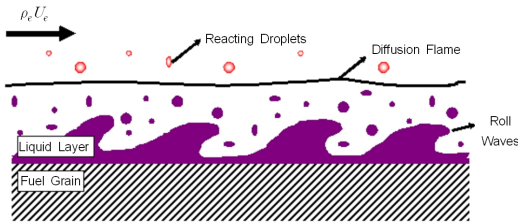


Fig. 1 Schematic of the entrainment mechanism

반면 급속히 유입되는 연료 액적은 연소실 내부에서 완전 연소되지 못하고 상당량이 노즐 외부로 배출되어 연소효율이 낮은 문제점이 나타나 급속 분말이나 카본 블랙 등을 첨가하는 방법이 사용되나 이는 연소실 압력 민감성 등의 또 다른 문제점을 야기한다.

따라서 본 연구에서는 동일 n-알케인(n-alkane)계 연료인 LDPE와 파라핀 왁스를 블렌딩한 연료를 사용하여 압력 민감성을 유발하지 않으면서도 순수 파라핀 왁스 연료의 낮은 연소효율을 개선하기 위한 실험 연구를 수행하였다.

## 2. 실험장치 및 방법

### 2.1 실험장치

하이브리드 연소 실험 장치는 Fig. 1과 같이 구성하였다. 산화제는 기체 산소를 사용하였으며 압력조절기와 오리피스를 사용하여 유량을 조절하였다. 산화제 공급 유량은 full-scale 실험에서는 유량 측정범위가 큰 열식질량유량계(thermal

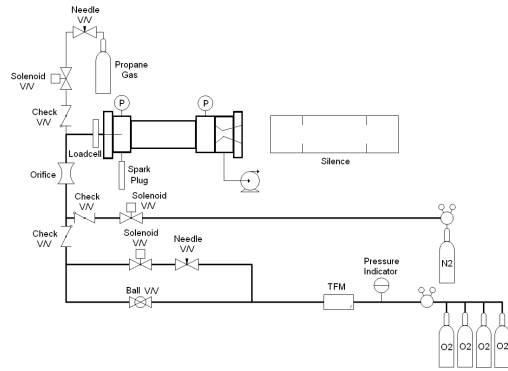


Fig. 2 Schematic of the hybrid experimental setup (Lab-scale)

mass flow meter)를 이용하였고, lab-scale 실험에서는 TFM(turbine flow meter)을 이용해 측정하였다. 점화 장치로는 토치식 점화기를 제작하여 프로판, 산소 혼합 가스에 스파크를 가해 점화하는 방식을 사용하였다. 실험의 전 과정은 PLC(program logic control)를 통해 제어되며 NI-DAQ 보드를 이용하여 각 센서로부터의 측정 데이터를 획득하였다. 연소기는 저항이 작은 LM 가이드 위에 장착하고 로드셀을 이용하여 추력을 측정하였다. 실험에 사용한 파라핀 왁스는 완전

Table 1. Specification of the combustion test

Scale	Lab(50kgf)	Full(200kgf)
Oxidizer	Gas Oxygen	Gas Oxygen
Solid Fuel Type	Paraffin Wax + 10 wt% LDPE (PR90PE10)	Paraffin Wax (PR100)
Solid Fuel Density	905 kg/m <sup>3</sup>	870 kg/m <sup>3</sup>
Burning Time	10 sec	7 ~ 10 sec
Oxidizer Mass Flow Rate	27 ~ 79 g/sec	165 ~ 276 g/sec
Initial Port Diameter(Di)	10 mm	40 mm
Outer Diameter(Do)	70 mm	117 mm
Grain Length(L)	200 mm	395 mm

정제된(fully refined) 유분 5%이내이며 60~62.8°C(ASTM D87)의 녹는점을 갖는 제품을 사용하였다. 파라핀과 함께 블렌딩한 폴리에틸렌은 입자형상의 저밀도폴리에틸렌(LDPE)으로 녹는점 100~110°C, 밀도 910~940 kg/m<sup>3</sup>의 제품을 사용하였다. 블렌딩 시에는 히터가 장착된 용융기를 120°C 이상으로 가열하고 교반기를 사용하여 두 재료를 혼합, 용융하였다. 완전히 혼합, 용융된 재료는 벤드렐이 장착된 가압 챔버에 주입한 뒤 가압 냉각하여 수직방향 수축만을 유도하여 경화한 뒤 2차 가공하여 연료 그레이를 제작하였다.

## 2.2 후퇴율 및 연소 효율 계산식

후퇴율은 고체 연료의 연소 표면에 대해 수직 방향으로 타들어가는 속도로 정의 되며 연소 전후 연료의 무게를 측정하여 Eq. 1~3과 같이 계산하였다.

$$\Delta m = \rho \Delta V = \frac{\rho \pi (D_f^2 - D_i^2) L}{4} \quad (1)$$

$$D_f = \sqrt{\left( \frac{\Delta m A}{\rho \pi L} \right) + D_i^2} \quad (2)$$

$$\dot{r} = \frac{D_f - D_i}{2t_b} \quad (3)$$

연소 효율은 특성속도인 C\* 효율로 비교하였으며 Eq. 4와 같이 계산하였다.

$$\eta_c = \frac{C_{exp}^*}{C_{theo}^*} \quad (4)$$

여기서 C\*<sub>exp</sub>는 실험을 통해 구한 값으로 Eq. 5와 같이 구하였으며 C\*<sub>theo</sub>는 열화학평형 코드인 PEP[4]를 이용하여 도출하였다.

$$C_{exp}^* = \frac{P_{c,avg} A_t}{m_f + m_{ox}} \quad (5)$$

## 3. 실험 결과

시공간 평균화된 후퇴율과 산화제 질량 유속 관계식은 Eq. 6과 같이 표현되며 이 때 산화제 질량 유속은 Eq. 7과 같이 나타낸다.

$$\dot{r} = a G_{o,avg}^n \quad (6)$$

$$G_{o,avg} = \frac{\dot{m}_{ox}}{\frac{\pi}{4} \left( \frac{D_i + D_f}{2} \right)^2} \quad (7)$$

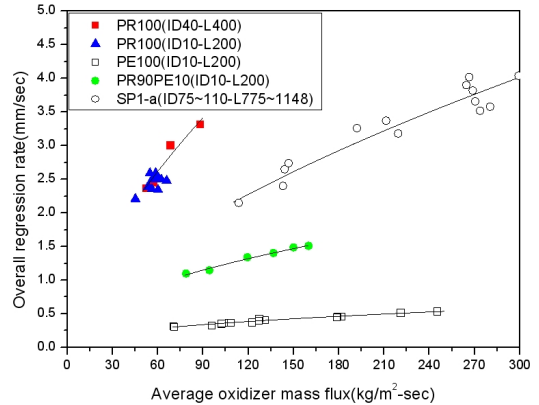


Fig. 3 Regression rate vs average oxidizer mass flux

Figure. 3은 각 연료별 산화제 질량 유속에 대한 후퇴율 결과로서 파라핀계 연료의 후퇴율은 폴리머계 연료인 HDPE 연료에 비해 매우 빠른 후퇴율을 보임을 알 수 있다. 로켓 모터의 스케일에 대한 후퇴율은 큰 차이가 없었으며 파라핀 왁스에 10 wt%의 LDPE를 첨가한 연료의 경우 순수 파라핀에 비해 다소 느린 후퇴율을 보였으나 HDPE에 비해서는 매우 빠른 후퇴율을 보였다. 이는 LDPE를 혼합함으로써 유입(entainment) 후퇴율에 영향을 미치는 점성과 표면장력이 커져 액적 유입량이 일부 감소하였기 때문으로 판단된다. Table 2는 후퇴율 결과를 비교한 것으로 순수 파

Table 2. Comparison of the regression rate correlation

Fuel Type	$a$ [ $\frac{mm}{sec} \left( \frac{kg}{m^2 sec} \right)^{-n}$ ]	n	Regression Rate Factor Relative to PE100
PE100[5]	0.045	0.45	1
PR100	0.177	0.66	12.1
PR90PE10	0.133	0.48	3.5
SP1-a[3]	0.117	0.62	6.4

라핀을 사용한 경우, HDPE에 비해 12.1배의 매우 큰 후퇴율 증가를 보였으며 10 wt% LDPE를 첨가한 경우에도 3.5배 빠른 후퇴율을 보였다.

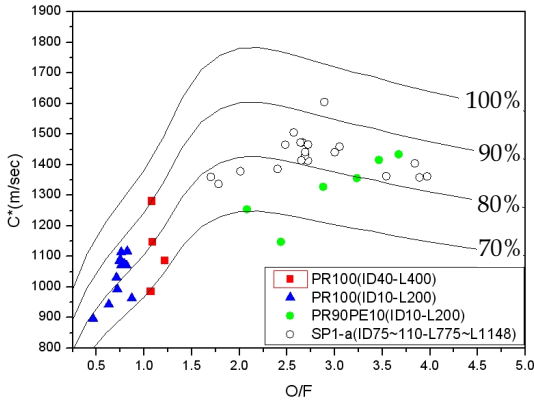


Fig. 4 Characteristic velocity vs O/F ratio

Figure. 4는 O/F 비에 따른 특성속도를 비교한 것으로 대부분 70~90%의  $\eta_c$ 를 보이거나 순수 파라핀의 경우 O/F비가 농후연소 영역에서 연소가 이루어져 특성속도가 매우 낮음을 알 수 있다. 이는 많은 연료 액적이 화염으로 유입되었으나 연소실 내부에서 완전 연소되지 못하고 배출되어 연소실 압력 상승에 기여하지 못하였음을 나타내는 결과이다. 반면 10%의 LDPE를 첨가한 PR90PE10 연료의 경우 O/F 비가 순수 파라핀의 이론 O/F 비(3.4,  $C_{32}H_{66}$ )에 근접하여  $C^*$ 와  $\eta_c$ 가 모두 증가하나 최대  $C^*$ 가 나타나는 O/F 비 2 보다는 회박 영역에 분포하였다. 이러한 특성은 스탠포드 대학의 결과(SP1-a)와도 유사한 것으로 액적 유입이 존재하는 연료를 사용하는 경우 열화학적 특성에 따른 연료 연소율과 함께 산화제 제트에 의한 기체 역학적 고려가 필요함을 보여주는 결과이다.

#### 4. 결 론

순수 파라핀의 경우 로켓 모터의 스케일에 관계없이 일반적인 폴리머계 연료인 HDPE에 비해 12.1배의 매우 빠른 후퇴율을 보였으나 특성속도

가 매우 낮았다. 반면 10%의 LDPE를 혼합한 파라핀 연료의 경우 순수 파라핀 왁스에 비해 후퇴율은 감소하였으나 HDPE에 비해서는 3.5배의 빠른 후퇴율을 보이면서도 특성속도 또한 높게 나타났다. 이러한 결과를 통해 폴리머계 연료의 혼합을 통해 순수 파라핀의 낮은 연소 효율을 개선할 수 있음을 확인하였다.

#### 후 기

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

#### 참 고 문 헌

1. Yuasa, S., Shimada, O., Imamura, T., Tamura, T. and Yamamoto, T., "A Technique for Improving the Performance of Hybrid Rocket Engines", AIAA paper 99-2322," 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 1999
2. D. J. vonderwell, I. F. Murray, and S. D. Heister, "Optimization of Hybrid-Rocket-Booster Fuel-Grain Design", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 32, No. 6, November-December 1995, pp. 964-969
3. Karabeyoglu, M. A., Zilliack, 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
4. Cruise, D. R., "Theoretical Computation of Equilibrium Composition, Thermodynamic Properties, and Performance Characteristics of Propellant Systems(PEP code)", Naval Weapons Center, China Lake, CA, April 1979
5. 이정표, 김수종, 이승철, 김진곤, "Single port 하이브리드 로켓에서의 고체연료 질량유속을 고려한 연소특성 연구", 한국추진공학회 춘계학술대회, 2006년