

## Single Port 하이브리드 로켓에서의 고체연료 질량유속을 고려한 연소특성 연구

이정표\* · 김수종\* · 이승철\* · 김진곤\*\*

### A Study on Combustion Characteristic with Mass Flux of Solid fuel in Single Port Hybrid Rocket

Jung-Pyo Lee\* · Soo-Jong Kim\* · Seung-Chul Lee\* · Jin-Kon Kim\*\*

#### ABSTRACT

In general, combustion characteristic of hybrid propulsion was shown with the regression rate depending on only massflow rate of oxidizer. But this empirical relation was not represented well effect of the thermo-chemical properties of solid fuel. So, in this study, the combustion characteristics was studied with the mass transfer number(B number) of solid fuel instead of regression rate with various fuel. The PMMA, PP, and PE were used as fuel, and gas oxygen as oxidizer in this experiment. The mass flowrate of gas oxygen was controlled by the several choked orifices that have different diameter, and the oxidizer supply range was 3.66 ~ 45.3 g/sec. As result, the empirical relation for mass flux of solid fuel was obtained with mass transfer number, and mass flux of oxidizer as follow;

$$\dot{m}_f'' = 0.0175 G^{0.55} B^{0.4}$$

#### 초 록

일반적인 하이브리드 추진의 연소특성은 산화제 질량유량에만 의존하는 후퇴율로 표현하지만, 이러한 실험식은 하이브리드 고체연료의 열·화학적 특성에 따른 영향을 잘 나타내지 못한다. 따라서 본 연구에서는 여러종류의 연료를 사용하여 연소특성을 후퇴율 대신 고체연료의 물질전달 수(B number)로 고찰하였다. 본 실험에서는 연료로 PMMA, PP, PE를 사용하였고, 산화제로 가스 산소를 사용하였다. 가스 산소의 유량은 직경이 다른 여러개의 초킹 오리피스로 제어했고, 산화제 공급 범위는 3.66~45.3 g/sec 이었다. 결과적으로 고체연료의 질량유속에 대한 실험식은 물질전달 수와 산화제의 질량유속으로 얻어지며, 실험식은 다음과 같다;  $\dot{m}_f'' = 0.0175 G^{0.55} B^{0.4}$

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓) , Regression Rate(후퇴율), Mass Transfer Number(물질전달 수), Mass Flux(질량 유속)

\* 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

\*\* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

연락처, E-mail: rock2t@hanmail.net

최근 스페이스 어드벤처에서 주선헤 순수 민간인이 러시아 우주선 소유즈 T-32를 타고 관광 목적으로 우주여행을 하는데 성공하였다. 또 민간 우주 여객선인 SpaceShipOne의 발사 성공으로 민간인의 우주 여행 길이 앞당겨 졌다. 버진 갤러틱, 로켓플레인 키슬러, 플라넷 스페이스 등에서도 우주여행 사업을 추진하고 있다. 그러나 발사체의 비용이 고가이고, 추진시스템의 안전성에 대한 신뢰도 때문에 아직까지 상용화 되지 못하고 있다. 하이브리드 추진 시스템은 액체 및 고체 추진시스템에 비해 경제적이고 안전하다는 장점을 갖고 있다.[1] 이미 발사에 성공한 SpaceShip-One의 경우 추진 시스템으로 저가이고 안전성이 높은 하이브리드 시스템을 채택해, 발사체로서의 가능성을 보여줬다. 또한, 하이브리드의 여러 장점 때문에 SpaceDev와 Orbitec에서는 고체 연료인 HTPB와 PMMA를 이용하여 궤도 전이용 하이브리드 추진 시스템을 실용화 하고 있고, 연료의 종류 및 형상을 개선하여 부스터 및 유도무기로도 개발 중에 있다. 이러한 하이브리드 시스템의 연소율은 일반적으로 고체연료의 후퇴율과 산화제 유속을 사용해 나타내고 있다. 그러나 지금까지 하이브리드의 주요 변수로 사용되고 있는 후퇴율은 고체연료의 타들어가는 속도만을 의미하고 있어, 연료의 종류와 단일 포트 연료에서의 포트 직경 변화 및 연소 시간 변화 등에 따른 연소 특성을 명확히 표현하지 못한다.[2] 따라서 본 연구에서는 여러 종류의 연료에 따라 달라지는 연소 특성에 대한 실험적 연구를 수행하고, 연료의 열·화학적 특성을 고려한 물질전달 수를 이용하여 고체연료 질량유속과 산화제 유량 및 물질전달 수의 관계식을 도출하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 이론 관계식

하이브리드 연소는 Fig. 1과 같이 고체 연료 표면 위로 기체상태의 연료와 산화제가 혼합되어 경계층 내에 난류 확산화염이 형성된다. 화염

으로부터 발생하는 열전달로 고체연료가 기화되며, 기화된 연료는 다시 화염으로 공급되어 산화제와 반응하여 연소가 지속된다. 하이브리드 연소는 연료와 산화제가 만나는 경계면에서 연소가 이루어 지는 전형적인 확산화염의 특성을 갖는다.[3, 4]

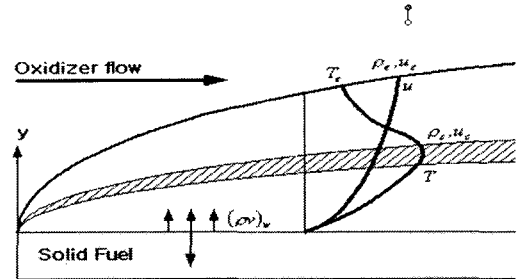


Fig. 1 Boundary Layer Combustion Model

하이브리드 연소실 내의 유동은 음속보다 작은 비압축성 유동이고 물질 확산과 열확산이 같으며 복사 열전달은 대류 열전달에 비해 무시할 만큼 작다고 가정하고 Reynolds analogy를 적용하면 평판 형상의 고체연료 후퇴율은 Eq. 1과 같이 나타낼 수 있다.[3, 4]

$$\rho_f \dot{r} = \left[ 0.0225 G^{0.75} \left( \frac{\mu}{x} \right)^{0.25} \frac{C_H u_\infty}{C_{H_0} u_c} \left( \frac{h_c - h_s}{h_v} \right) \right] \quad (1)$$

$\rho_f$  : 고체 연료의 밀도

$G$  : 추진체의 단위 포트면적당 질량유량

$\mu$  : 기체의 점성계수

$D_H$  : 연료 포트의 수력직경

$u_\infty$  : 경계층 외부의 속도

$u_c$  : 화염 경계층 내의 속도

$C_H/C_{H_0}$  : Stanton수 비

$h_c, h_s$  : 화염, 표면에서의 엔탈피

$h_v$  : 고체 연료를 기화시키는데 필요한 에너지

또한 연료의 연소량은 연료의 열역학적 특성과 관계가 있으며, 이는 물질 전달 수로 표현할 수 있다. 물질전달 수는 Eq. 2와 같이 정의된다.

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

하이브리드 로켓에서 여러종류의 고체연료를 사용하는 경우, 각 연료의 연소율을 기존의 후퇴율로 표현하는 것은 각 연료의 밀도차이가 고려되지 않아 고체 연료가 갖는 고유의 특성을 나타낼 수 없다. 따라서 후퇴율 대신 고체연료의 밀도가 고려된 질량유속으로 연소식을 표현하는 것이 보다 적절하다. 고체연료 질량 유속을 산화제 질량유속과 물질전달수로 나타내면 Eq. 3과 같다. 동일한 산화제 질량유량에서 물질전달 수가 증가하면 후퇴율과 연소율도 증가한다.

$$\dot{m}_f = \frac{m_f}{A_i} = \rho r \frac{A_{avg}}{A_i} = a_0 G_o^n B^m \quad (3)$$

$A_i$ 는 연소전 연료 그레이н 면적(wetted area)이고,  $A_{avg}$ 는 연소전과 연소후의 평균 그레이н 면적이다.  $m_f$ 는 단위 시간 당 연소한 고체연료의 질량,  $a_0$ ,  $n$ ,  $m$ 은 각각 실험 상수와 실험 지수이다.

## 2.2 실험장치 및 실험조건

본 연구를 위해 하이브리드 연소 실험 장치를 Fig. 2와 같이 제작하였다. 전체 시스템의 구성은 점화 시스템, 연소기 시스템, 산화제 공급 시스템, 데이터 획득 및 제어 시스템의 네 부분으로 구성되어 있다.[6, 7, 8, 9]

점화 시스템은 고전압 발생기를 통해 생기는 전류를 스파크 플러그에 전달해 발생하는 열원을 이용해 부탄, 프로판 혼합 가스를 점화하는 방식을 사용하였다. 산화제의 공급 압력은 120 kgf/cm<sup>2</sup>으로 충전된 상용 가스 실린더 4개를 병렬로 연결하여 충분한 공급압력을 확보하였고 유량을 조절하기 위하여 초킹 오리피스를 산화제 공급 배관에 설치하였다. 산화제 공급 배관에는 유량 측정을 위한 유량계와 압력센서를 설치하였다.

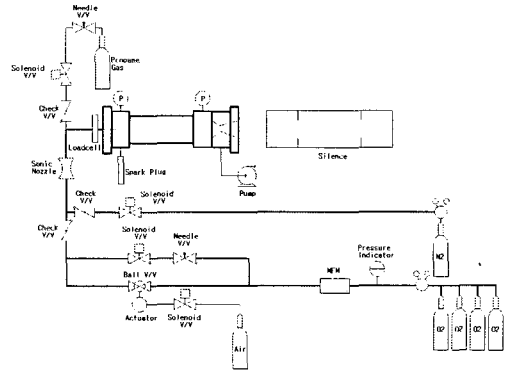


Fig. 2 Schematic of the Hybrid Experimental System

실험을 제어하고 데이터를 획득하기 위해 Lab-view 프로그램을 사용하였다. 또한 고체연료의 연소 특성만을 고려하기 위해서 연료의 종류를 제외한 나머지 실험 변수들은 동일하게 하였으며 실험 조건은 Table 1과 같다.

Table 1 Specification of the Combustion Test

Oxidizer	Gas Oxygen
Solid Fuel	PMMA, PP, PE
Length	200 mm
Port Diameter	10 mm
Burning Time	10 sec
Oxidizer Supply Range	3.66 ~ 45.3 g/sec

실험을 위해 단일 포트 형상의 PE, PMMA, PP 고체연료를 사용 하였고, 산화제의 유량은 일정한 산화제 공급 압력에서 초킹 오리피스를 사용하여 조절하였다. 각 연료의 물질전달 수는 Table 2에 나타 내었다.[7, 9, 10] 물질전달 수는 L/D 비가 25 미만인 연료의 경우 축방향으로의 차이를 무시할 수 있으므로, 상수로 취급할 수 있다.[3, 11, 12, 13]

Table 2 Thermodynamic Properties of Fuels

	PMMA	PP	PE
이론 O/F 비	1.92	3.43	3.43
$\rho_f$ (kg/m <sup>3</sup> )	1,190	905	951
$c_p$ (kJ/kg · K)	1.46	1.926	2.3
$h_c$ (kJ/kg)	2.65*10 <sup>4</sup>	5.57*10 <sup>4</sup>	4.56*10 <sup>4</sup>
$T_s$ (K)	600	449	410.5
$h_v$ (kJ/kg)	1.61*10 <sup>3</sup>	4.33*10 <sup>3</sup>	4.43*10 <sup>3</sup>
B	8.3	3.7	2.9

### 2.3 실험 결과 및 검토

Figure 3은 단일 포트 형상의 PMMA, PP, PE 연료의 산화제 질량유속에 대한 후퇴율의 관계를 나타내고 있다. Fig. 3을 보면 약 500 kg/m<sup>2</sup>sec 이상의 산화제 질량유속 구간에서, PP가 PMMA보다도 물질전달계 수가 작음에도 불구하고 후퇴율은 크게 나타난다.

Figure 4는 단일 포트 형상의 PMMA, PP, PE 연료의 산화제 질량유속에 대한 고체연료 질량유속의 관계를 나타내고 있다. 고체연료의 타들어 가는 속도인 후퇴율을 고체연료의 질량유속으로 바꿔 나타내고 있다. 고체연료의 질량유속은 물질전달 수가 큰 순서대로 PMMA의 고체연료 질량 유속이 제일 컸고, 다음으로 PP, PE 순이다. 후퇴율로 표현했을 때와는 달리 연소율은 동일한 산화제 유량의 경우 고체연료의 열·화학적 특성을 나타내는 물질전달 수의 증가에 따라 증가하고 있다.

실험으로 구한 데이터를 이용하여 고체연료의 질량유속을 산화제 질량유속과 물질전달 수로 나타내면 Eq. 4와 같다. 실험식과 실험데이터와의 평균오차는 PMMA가 3.4%, PP가 3.9%, PE가 2.8%로 나타났다. 연소 관계식은 실험 데이터와 큰 오차 없이 연료 종류에 따른 연소특성을 잘 나타내고 있다.

$$\dot{m}_f'' = 0.0175 G_o^{0.55} B^{0.4} \quad (4)$$

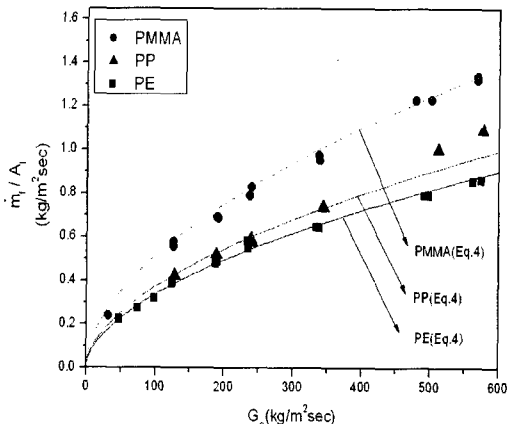


Fig 4. Oxidizer Mass Flux vs Fuel Mass Flux

### 3. 결 론

- 단일 포트 형상의 하이브리드 고체연료 종류 따라 연소 특성이 달라짐을 실험으로 확인했다.
- 하이브리드 연소식에서 후퇴율로는 연료 종류에 따른 변화를 나타내지 못하는 반면, 고체연료의 질량유속은 연료에 따른 연소 특성을 잘 표현하고 있다.
- 연료 종류(PMMA, PP, PE)에 따른 연소량을 물질전달 수를 이용하여 표현하였고, 이로부터 연료의 열·화학적 특성을 고려한 관계식을 얻었다.

### 참 고 문 헌

1. Sutton, P. G., and Biblarz, O., "Rocket Propulsion Elements," John Wiley & Sons, Inc., Seventh Ed., 2000
2. 유우준, 김진곤, 이정표, 김수중, 이승철, 국태승, "Single port 하이브리드 추진 시스템의 연료에 따른 연소특성 연구", 한국추진공학회 추계학술대회, 2005년
3. G. A. Marxman and M. Gilbert, "Turbulent Boundary Layer Combustion in the Hybrid Rocket", 9th Sym. Combustion, The Combustion inst. 1963
4. Marxman, G. A., Wooldridge, C. E., and Muzzy, R. J., "Fundamentals of Hybrid Boundary Layer Combustion", Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 15, AIAA, New York, 1964, pp. 485 - 522.
5. Ronald W. Humble, "Space propulsion analysis and design", pp371-380
6. 길성만, "하이브리드 로켓에서의 연료의 후퇴율에 관한 실험적 연구", 한국항공대 석사학위논문, 2000년
7. 유덕근, "산화제 공급유량과 압력에 따른 하이브리드 로켓 연소 특성에 관한 실험적 연

- 구”, 한국항공대 석사학위논문, 2004년
8. 김수중, “스웰인젝션 하이브리드 로켓 엔진의 스웰러와 pre-chamber 변화에 따른 연료 후퇴율에 관한 연구”, 한국항공대 석사학위논문, 2004년
  9. 국태승, “하이브리드 연소에서 연료에 따른 연소 특성에 관한 실험적 연구”, 한국항공대 석사학위논문, 2003년
  10. M.L. BERNARD, "combustion d'un materiau selon sa face inferieure" 1983.
  11. C. E. Wooldrige. "Internal Ballistic Considerations in Hybrid Rocket Design". J. of Spacecraft. Vol. 4 No. 2. p225, 1967
  12. C. E. Wooldrige and R. J. Muzzy. "Internal Ballistic Considerations in Hybrid Rocket Design". AIAA paper No. 66-1966, 1966
  13. Karabeyoglu M. A., "Transient Combustion in Hybrid Rockets", Stanford University Ph.D. thesis, August 1998.