Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers
Vol. 23, No. 5, pp. 19-26, 2019

Research Paper

DOI: http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2019.23.5.019

하이브리드 로켓용 파라핀 연료의 후연소실 L/D비 변화에 따른 연소 특성 연구

고수한[a] · 이동희[a] · 권세진[b] · 문희장[c,*]

A Study on the Combustion Characteristics of Paraffin Fuel Based Hybrid Rocket with the Post Chamber L/D Ratio

Suhan Ko[a] · Donghee Lee[a] · Sejin Kwon[b] · Heejang Moon[c,*]

[a]*Graduate School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University, Korea*
[b]*Department of Aerospace Engineering, Korea Advanced Institute of Science and Technology, Korea*
[c]*School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University, Korea*
[*]*Corresponding author. E-mail: hjmoon@kau.ac.kr*

ABSTRACT

Paraffin fuels usually have low combustion efficiency due to discharged unburnt droplets from the nozzle. Therefore, optimization of the post-chamber is becoming an important factor for performance. In this study, combustion experiments were conducted by changing either the length or diameter of the post-chamber to reveal the combustion behavior of paraffin fuel for hybrid rocket. As a result, the combustion efficiency improved due to the increase of the residence time as the post-chamber length increased. On the other hand, it is found that the influence of the diameter change was not significant compared with the case of variable post-chamber length.

초 록

파라핀 연료는 일반적으로 상당량의 미연 액적들이 노즐로 배출되는 관계로 연소효율을 낮아 연소효율과 직결된 후연소실의 최적화는 중요한 성능인자로 대두되고 있다. 따라서 본 연구에서는 하이브리드 로켓용 후연소실 길이 및 직경 변화에 따른 연소 특성을 파악하기 위한 연소 시험을 수행하였다. 연소 시험 결과, 후연소실 길이가 증가할수록 특성속도효율이 상승함을 확인하였으며 이는 후연소실 길이가 증가할수록 연소가스의 잔류시간 증가와 연소실 압력에 기인되는 것으로 판단되었다. 반면, 후연소실 직경 변화에 따른 특성속도효율 및 압력의 차이는 길이 변화 대비 크지 않음을 확인하였다. 따라서 하이브리드 로켓 시스템의 연소효율에 영향을 미치는 후연소실의 기하학적 요인은 직경보다는 길이의 영향에 크게 지배되는 것으로 사료된다.

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Paraffin Fuel(파라핀 연료), Post-chamber(후연소실), Shape(형상), Residence Time(잔류시간)

Received 5 June 2019 / Revised 2 September 2019 / Accepted 3 September 2019
Copyright Ⓒ The Korean Society of Propulsion Engineers
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548
[이 논문은 한국추진공학회 2019년도 춘계학술대회(2019. 5. 29-31, 라마다프라자 제주호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

하이브리드 로켓 추진시스템은 고체 및 액체 로켓 추진시스템의 개별 고유 단점(폭발성, 복잡

This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License(http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

성, 제작성 등)을 보완하는 동시에 추력제어 및 안전성과 같은 장점을 취할 수 있는 추진시스템으로 알려져 있다[1]. 서로 다른 상의 연료와 산화제를 사용하는 하이브리드 로켓은 일반적으로 연료로는 고체, 산화제로는 액체 또는 기체를 사용하기 때문에 고체 연료 포트(port) 내로 균일한 산화제를 공급하기 위한 전연소실(pre-chamber)을 필요로 한다. 또한, 하이브리드 로켓 고유의 연소 메커니즘으로 인해 연료-산화제간 혼합율이 낮으며 이를 보완하기 위해 후연소실(post-chamber)을 추가로 장착하게 된다. 그러나 하이브리드 로켓 모터의 구성품 중 전연소실과 후연소실을 설계하기 위한 구체적인 설계 기법은 매우 드물며 통상, 로켓 제작사의 경험에 의존되고 있는 실정이다. Altman and Humble[1]은 일반적으로 하이브리드 로켓 연료로 사용되는 고분자 화합물에 대해 후연소실의 L/D비를 0.5에서 1사이의 값으로 제시하고 있으나, 실제 하이브리드 로켓 추진시스템 설계 시 경험에 의존하여 설계되고 있다.

최근 높은 후퇴율(regression rate)로 각광받고 있는 파라핀 연료는 용융점이 낮다는 특성이 있다. 따라서 화염으로부터 고체 연료 표면으로의 열전달에 의해 발생하는 기화 연료량 외에, 융해된 표면 액막(liquid layer)으로부터 미연소 액적들이 비산(entrainment)하는 추가적인 메커니즘을 가져 HTPB 연료 대비 3~4배 높은 후퇴율을 갖는다[2]. 이러한 이유로 낮은 후퇴율을 갖는 하이브리드 로켓 추진시스템의 해결책으로 파라핀 연료의 국내외 연구가 활발히 수행되고 있다[3-8]. 그러나 급속히 유입되는 연료 액적들은 연소실 내에서 완전히 연소되지 못하고 상당량이 노즐 외부로 배출되어 연소효율이 낮다는 단점을 갖고 있다. 따라서 연소효율과 직결된 후연소실의 최적화는 중요한 성능 인자로 대두되고 있다. 이에 따라 파라핀 기반 연료의 연소효율을 높이기 위해 후연소실 길이를 변화시켜 연소 시험을 수행한 시도[9]는 있었으나 후연소실의 존재로 인한 연소불안정성과 관련된 연구[10,11]만이 존재할 뿐 연소 특성이나 후연소실 형상을 설계하기 위한 구체적인 연구는 미흡한 실정이다. 이에 본 연구에서는 용융성 연료인 파라핀 연료에 대해 미연소 파라핀 액적들을 획기적으로 저감시켜 연소효율 증대를 얻기 위해 후연소실의 길이 및 직경 변화에 따른 연소 및 성능 특성을 파악하고자 한다.

2. 잔류시간(residence time)

그레인 포트 내에서 발생한 연소가스가 노즐 출구로 배출되기 전까지는 후연소실 내에 잔류하며 잔류시간은 다음과 같은 계산 과정을 통해 도출된다. 후연소실 내 연소가스의 잔류시간(residence time, t_{res})은 후연소실 부피(V_c)를 연소가스 체적유량으로 나누어 도출할 수 있으며 연소가스의 체적유량을 연소가스의 밀도(ρ_g) 및 질량유량($\dot{m}_g$)으로 변경하여 식 Eq. 1와 같이 표현할 수 있다.

연소가스 질량유량은 특성속도(C^*)를 구하는 식을 변경한 Eq. 2를 이용해 도출할 수 있다. 따라서 잔류시간은 Eq. 2 및 이상기체 상태방정식을 이용하여 Eq. 3과 같이 나타낼 수 있다[12].

$$t_{res} = \frac{V_c \rho_g}{\dot{m}_g} \tag{1}$$

$$\dot{m}_g = \frac{1}{C^*} P_c A_t \tag{2}$$

$$t_{res} = \frac{V_c P_c C^*}{R_c T_c P_c A_t} = \frac{V_c}{A_t}\frac{C^*}{R_c T_c} = \frac{V_c}{A_t}\frac{C^* \rho_g}{P_c} \tag{3}$$

3. 실험 장치 및 실험 조건

3.1 연소 실험 장치 및 실험 조건

전체 시스템은 크게 산화제 공급 시스템, 점화 시스템, 데이터 획득 및 연소기 시스템으로 구성되어 있다. 산화제인 기체 산소의 공급유량은 TFM(turbine flow meter)을 이용하여 측정하였으며, sonic orifice를 이용해 유량을 조절하였다. 점화장치는 예열 플러그를 이용해 KNSB(KNO3-Sorbitol) 추진제를 점화하는 방식을 채택하였다[13]. 실험은 Lab-VIEW 프로그램을 통해 제어되

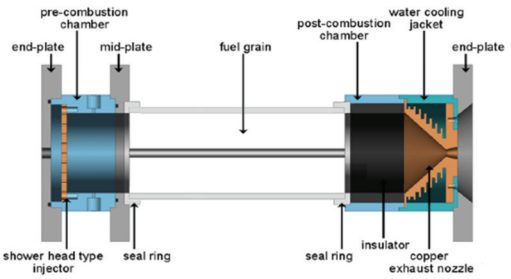

Fig. 1 Schematic of hybrid rocket motor.

Table 1. Test conditions of combustion.

Oxidizer		Gas Oxygen
Fuel		Paraffin (Sasol 0907)
Oxidizier Pressure(bar)		30
Burning Time(sec)		5
Fuel Configuration	Initial Port Diameter (mm)	15
	Port number	1
	Outer Diameter (mm)	60
	Grain Length (mm)	200

며, 각 센서로부터 획득한 데이터들은 DAQ 보드를 이용하여 수집하였다. 연소기는 인젝터, 전연소실, 연료 그레인, 후연소실, 노즐로 구성하였으며 Fig. 1에 나타내었다. 전연소실과 후연소실에 각각 압력 센서를 장착하였고 노즐은 구리로 제작하여 펌프를 이용해 수냉각을 하였다. 또한, 형상이 다른 후연소실을 교체하여 사용하기 위해 연소기 각 부품들은 탈부착이 가능하도록 설계하였다.

본 연구에서는 후연소실 L/D비 변화에 따른 연소특성을 파악하기 위해 Table 1과 같은 실험조건으로 연소 실험을 수행하였다. 연료의 외경은 60 mm, 포트 직경은 15 mm single port로 설계하였고, 총 연소시간은 5 sec로 설정하였다.

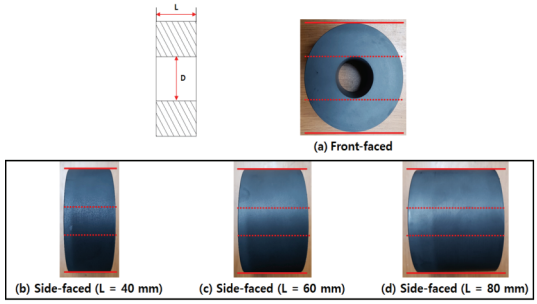

Fig. 2 Configuration of post-chamber by length.

Table 2. Specification of post-chamber by length.

Design parameter	Value
Post-chamber diameter (mm)	40
Post-chamber length (mm)	40, 60, 80

연료로 사용된 파라핀은 Sasol사의 미정질 파라핀 왁스(microcrystalline wax)를 사용하였다.

3.2 길이 변화에 따른 후연소실 형상

후연소실 길이를 변화시킬 경우, 연소실 내 연소가스의 잔류시간이 변하게 된다. 잔류시간이 증가할수록 파라핀 미연소 액적들의 연소량이 증대되어 파라핀 연료의 연소효율이 상승할 것으로 추정된다. 따라서 잔류시간의 영향을 파악하기 위해 후연소실 직경을 고정하고 축 방향의 길이만을 변화시켜 후연소실을 설계 제작하였으며 그 형상과 수치는 각각 Fig. 2와 Table 2에 나타내었다.

3.3 직경 변화에 따른 후연소실 형상

후연소실의 직경을 변화시킬 경우, 연소실 내 연소가스의 잔류시간 외에도 연소실 포트(15 mm)와 후연소실 포트간의 단차에 의한 재순환 영역의 크기 및 연소가스의 접촉면이 변하여 연소효율에 기여하는 변수가 많아지게 된다. 따라서 후연소실의 직경 변화에 따른 연소 특성에 대해 파악하기 위해 후연소실의 길이를 고정시

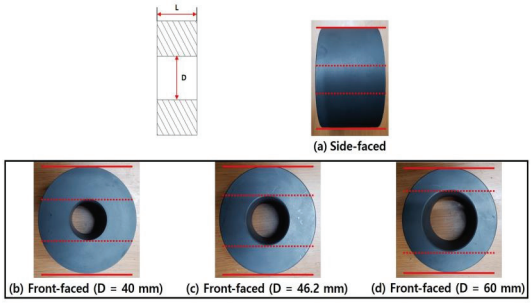

Fig. 3 Configuration of post-chamber by diameter.

Table 3. Specification of post-chamber by diameter.

Design parameter	Value
Post-chamber diameter (mm)	40, 46.2, 60
Post-chamber length (mm)	60

키고 직경을 변화시켜 후연소실을 설계 제작하였으며 그 형상과 수치는 각각 Fig. 3과 Table 3에 나타내었다.

4. 실험 결과

4.1 후연소실 길이 변화에 따른 연소 특성 결과

Fig. 4는 후연소실 길이 변화에 따른 평균 산화제 유속과 후퇴율의 관계를 나타낸 그래프이다. 후퇴율은 연료의 연소 전·후의 무게를 측정하고 연료의 밀도와 부피변화량을 구하여 연소 후의 직경을 구하고 연소 전·후의 직경의 차이를 이용한 시공간 평균화된 후퇴율을 사용하였고 그 계산식은 Eq. 4~5로 나타내었다. 또한 Marxman [14]에 따르면 하이브리드 로켓의 후퇴율은 Eq. 6으로 나타낼 수 있다. $G_{o,avg}$는 산화제 질량 유속이며, Table 4의 후퇴율 상수 a와 후퇴율 지수 n은 실험을 통해 도출하였다.

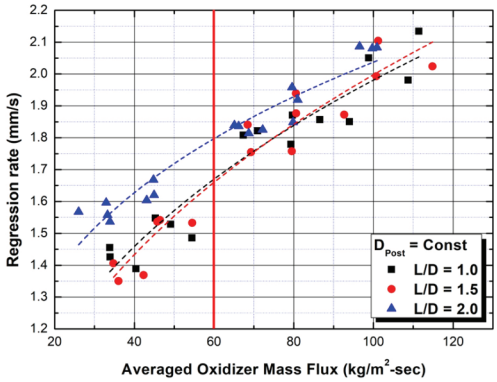

Fig. 4 The regression rate on oxidizer mass flux by length of post-chamber.

Table 4. Regression rate constant and exponent value by length of post-chamber.

L/D	$a([\frac{mm}{\sec}(\frac{kg}{mm^2\sec})^{-n}])$	n (-)
1.0	0.426	0.334
1.5	0.377	0.362
2.0	0.659	0.245

$$\triangle V = \frac{\triangle m_{fuel}}{\rho_{fuel}} = \pi L(r_f^2 - r_i^2) \quad (4)$$

$$\dot{r} = \frac{r_f - r_i}{t_b} \quad (5)$$

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

실험 결과, 60 $kg/m^2-\sec$이하 구간에서 L/D 비가 1.0과 1.5인 경우에는 후퇴율 값의 차이가 크지 않음을 확인하였으나 L/D비를 2.0까지 증가한 경우, 파라핀 연료의 후퇴율이 크게 증가하는 것을 확인하였다. 후연소실 길이가 증가할수록 후퇴율 경향은 증가하나 저유속 구간에 민감한 것으로 사료된다.

Fig. 5는 후연소실 길이 변화를 고려한 O/F비에 따른 특성속도를 나타내고 있다. 일반적으로

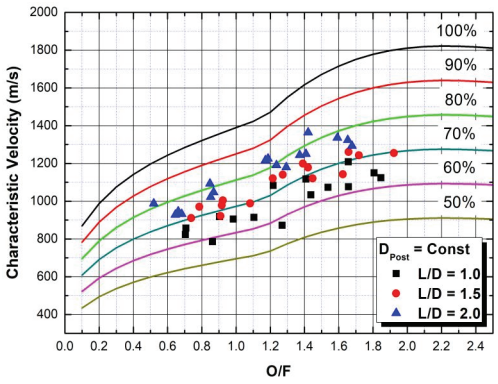

Fig. 5 Characteristic velocity with O/F ratio.

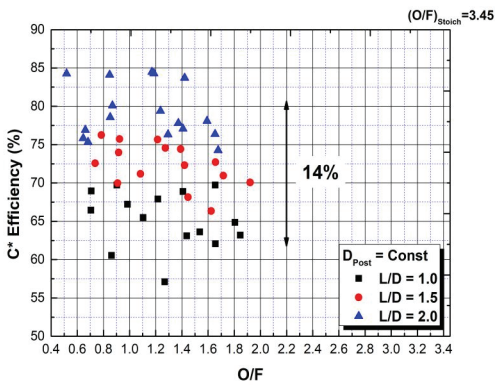

Fig. 6 C^* efficiency versus O/F ratio.

연소효율을 표현할 때 특성속도 값을 많이 사용하며, 실선으로 도시된 이론 특성속도는 CEA (Chemical Equilibrium with Application)를 통해 도출된다[15]. 백분위는 이론 특성속도효율을 나타낸다. 파라핀 연료의 이론 O/F비는 3.45이므로 본 연구에서 수행된 연소 시험은 농후영역에서 연소가 이루어졌음을 확인하였다. Fig. 6은 후연소실 길이 변화를 고려한 O/F비에 따른 특성속도효율(C^* efficiency)을 나타내고 있으며 특성속도효율은 Eq. 7을 통해 도출된다. Table 5는 후연소실 길이 변화에 따른 평균 특성속도효율(averaged efficiency)을 나타낸다.

$$C^*\ efficiency = \frac{C^*(actual)}{C^*(ideal)} \times 100 \qquad (7)$$

Table 5. Combustion efficiency by length of post-chamber.

L/D	Averaged Efficiency
1.0	65.2 %
1.5	72.3 %
2.0	79.2 %

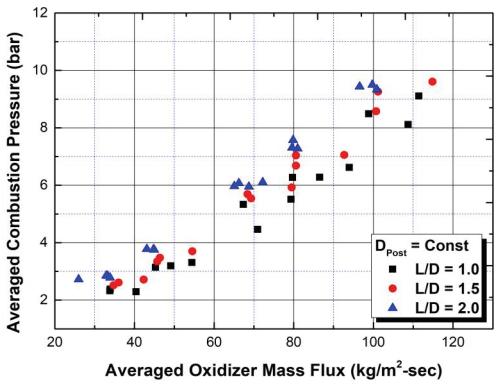

Fig. 7 The averaged combustion chamber pressure on oxidizer mass flux by length of post-chamber.

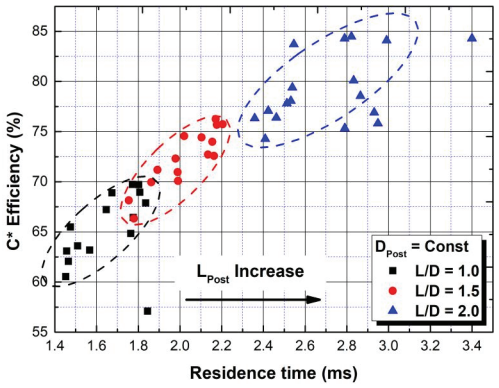

Fig. 8 C^* efficiency versus residence time

Fig. 7은 산화제 유속에 따른 평균 연소실 압력을 나타내며 후연소실 길이가 길어질수록 연소실 압력이 상승하는 것을 확인할 수 있다. Fig. 6과 Fig. 7의 결과로부터 후연소실 길이가 증가할수록 특성속도효율 및 연소실 압력이 증가하며 L/D비가 2.0인 경우가 1.0인 경우 대비 약

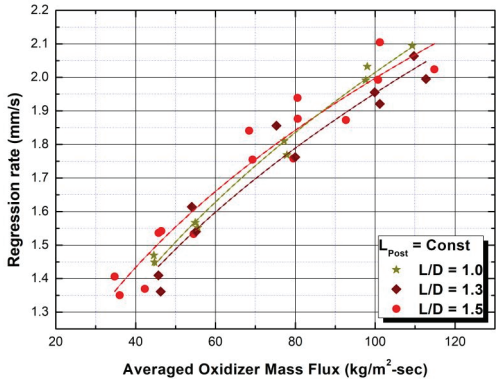

Fig. 9 The regression rate on oxidizer mass flux by diameter of post-chamber.

Table 6. Regression rate constant and exponent value by diameter of post-chamber.

L/D	$a([\frac{mm}{\sec}(\frac{kg}{mm^2\sec})^{-n}])$	n (-)
1.0	0.296	0.417
1.3	0.320	0.393
1.5	0.377	0.362

14%의 효율 증대를 얻을 수 있음을 알 수 있다.

Fig. 8은 후연소실 길이 변화를 고려한 잔류시간에 따른 특성속도효율을 나타내고 있다. 후연소실 길이가 증가함에 따라 특성속도효율이 증가하는 것을 확인하였다. 이는 후연소실의 길이가 증가함에 따라 미연 파라핀 액적이 연소실 내부에 잔류하는 시간이 증가하여 연소실 압력이 상승하고 특성속도효율이 증가한 것으로 사료된다.

4.2 후연소실 직경 변화에 따른 연소 특성 결과

Fig. 9는 후연소실 직경 변화에 따른 평균 산화제 유속과 후퇴율의 관계를 나타내고 있다. 후연소실의 직경이 증가할수록 후연소실 내에 재순환 영역의 크기가 커지고 유동속도 감소로 인해 파라핀 액적들의 잔류시간이 증가하게 된다. 그러나 후연소실의 직경이 증가함에도 불구하고 파라핀 연료의 후퇴율은 Fig. 4 대비, L/D비 변화에 따른 차이는 크지 않음을 확인하였다. Table 6의 후퇴율 상수 a와 후퇴율 지수 n은 실험을 통해 도출하였다.

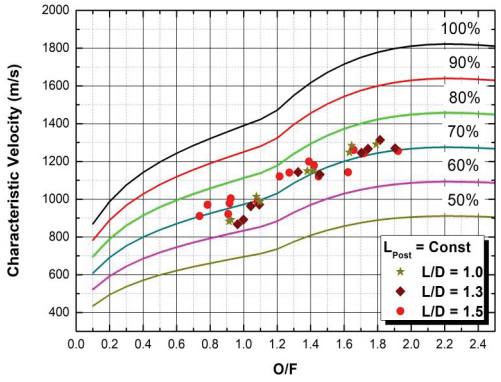

Fig. 10 Characteristic velocity versus O/F ratio.

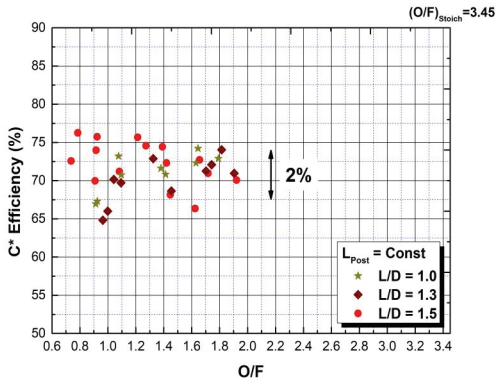

Fig. 11 C^* efficiency versus O/F ratio.

Table 7. Combustion efficiency by diameter of post-chamber)

L/D	Averaged Efficiency
1.0	71.1 %
1.3	70.0 %
1.5	72.3 %

Fig. 10과 Fig. 11은 각각 후연소실 직경 변화를 고려한 O/F비에 따른 특성속도 및 특성속도효율을 나타내며 Table 7은 후연소실 직경 변화에 따른 평균 특성속도효율(averaged efficiency)을 나타낸다. 후연소실 직경이 증가할수록 O/F비에 따른 특성속도 및 특성속도효율의 변화가 Fig. 5와 Fig. 6 대비, 미미함을 확인하였다.

후연소실 직경 변화를 고려한 Fig. 11의 특성

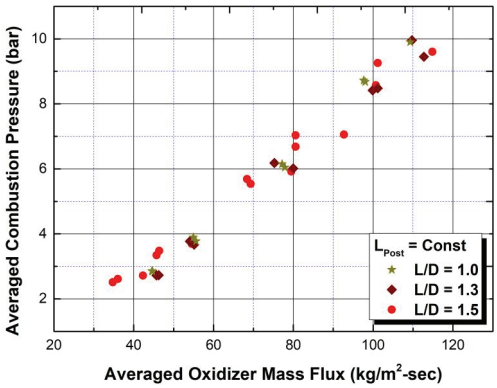

Fig. 12 The averaged combustion chamber pressure on oxidizer mass flux by diameter of post-chamber.

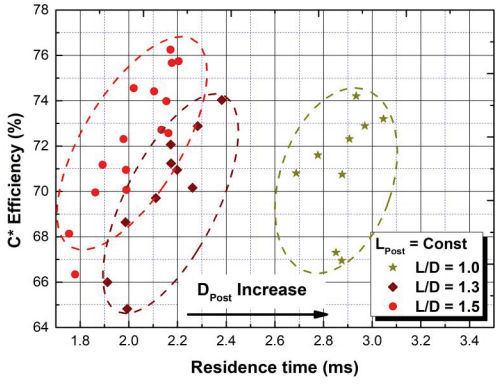

Fig. 13 C^* efficiency versus residence time.

속도효율과 Fig. 12의 평균 연소실 압력 변화 경향을 살펴보면 잔류시간(Fig. 13)이 길어지더라도 이들의 변화폭이, 길이 변화의 경우 대비, 매우 적은 것을 확인하였다. 이는, 직경 변화에 의한 잔류시간이 변하더라도 파라핀 액적들의 연소되는 양이 비슷하기 때문인 것으로 사료된다. 따라서 용융성 연료인 파라핀 연료에 있어서 연소실 포트와 후연소실 포트 단차에 의한 재순환 영역의 크기가 증가하더라도 연소효율 측면에서는 큰 영향을 미치지 않는 것으로 사료된다. 결론적으로 연소효율에 영향을 미치는 후연소실의 기하학적 요인은 직경보다는 길이의 영향에 크게 지배되는 것으로 판단된다.

5. 결 론

본 연구는 파라핀 연료를 사용하는 하이브리드 로켓용 후연소실 L/D비에 따른 성능 특성을 파악하고 후연소실 길이 또는 직경 변화의 효과를 체계적으로 판별하기 위해 수행되었다.

후연소실 길이 변화에 따른 연소 특성을 파악하기 위해 기 선정된 후연소실 직경(40 mm)에 대해 L/D비가 1.0, 1.5, 2.0이 되도록 후연소실을 제작하여 연소 시험을 수행하였다. 후연소실의 L/D비가 증가함에 따라 후퇴율이 증대되는 것을 확인하였으며 O/F비에 따른 특성속도 및 특성속도효율, 잔류시간에 따른 특성속도효율의 경향을 도출하였다. 후연소실의 길이가 증가할수록 미연소 액적들의 연소가 더욱 진행됨에 따라 압력이 상승하고 특성속도효율이 증가하는 것을 확인하였다.

후연소실의 직경을 변화 시킬 경우, 후연소실 내의 산화제와 연료가 접촉되는 면적, 그리고 연료 포트와 후연소실 포트 단차에 의한 재순환 영역의 크기 등이 변하게 되나, 직경 증가에 따른 후퇴율, O/F비에 따른 특성속도효율 및 잔류시간에 따른 특성속도효율의 변화폭은 후연소실 길이 변화 대비 크지 않았다. 따라서 하이브리드 로켓 시스템의 연소효율에 영향을 미치는 후연소실의 기하학적 요인은 직경보다는 길이의 영향에 크게 지배되는 것으로 판단된다. 그러나 최종적인 판정을 위해서는 본 연구의 lab-scale 실험 보다 스케일이 큰 sub-scale 에서의 추가적인 연구가 부수적으로 따라야 할 것이다.

후 기

본 논문은 서울대학교 차세대 우주추진 연구센터와 연계된 미래창조과학부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행한 선도연구센터지원사업 (과제번호 : NRF-2013R1A5A1073861)을 받아 수행된 연구로서 지원에 감사드립니다.

References

1. Humble, R.W., Henry, G.N., and Larson, W.J., *Space Propulsion Analysis and Design*, McGraw-Hill, Inc., Ch. 7, 1995.
2. Karabeyoglu, M.A., Altman, D., and Cantwell, B.J., "Combustion of Liquefying Hybrid Propellants: Part 1, General Theory," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 18, No. 3, pp. 610-620, 2002.
3. Galfetti, L., Merotto, L., Boiocchi, M., Maggi, F., and De Luca, L.T., "Ballistic and Rheological Characterization of Paraffin-based Fuels for Hybrid Rocket Propulsion," *47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, AIAA 2011-5680, 2011.
4. Toson, E., Kobald, M., di Betta, S., DeLuca, L., Ciezki, H., and Schlechtriem, S., "Rheological and Ballistic Investigations of Paraffin-Based Fuels for Hybrid Rocket," *5th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS)*, 2013.
5. Kobald, M., Toson, E., Ciezki, H., Schlechtriem, S., di Betta, S., Coppola, M., and DeLuca, L., "Rheological, Optical and Ballistic Investigations of Paraffin-Based Fuels for Hybrid Rocket Propulsion Using a 2D Slab-Burner," *5th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS)*, 2013.
6. Cho, J.T., "A Study on Characteristics of a Meltable Solid Fuel for hybrid Rocket," Master thesis, Department of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University, Goyang, Gyeonggi-do, Korea, 2010.
7. Ryu, S.H., Han, S.J., Kim, J.K., Moon, H.J., Kim, J.H., and Ko, S.W., "Tensile and Compressive Strength Characteristics of Aluminized Paraffin Wax Fuel for Various Particle Size and Contents," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 20, No. 5, pp. 70-76, 2016.
8. Han, S.J., Kim, J.K., Moon, H.J, Kim, J.H., and Ko, S.W., "Thermal and Rheological Characterisitics of Paraffin Based Fuel on Aluminum Particle Size for Hybrid Rocket Application," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 22, No. 2, pp. 108-114, 2018.
9. Ishiguro, T., Sinohara, K., Sakio, K., and Nakagawa, I., "A Study on Combustion Efficiency of a Paraffin-based Hybrid Rockets," *47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, pp. 5679, 2011
10. Greiner, B. and Frederick, R.A. Jr., "Results of Labscale Hybrid Rocket Motor Investigation," *28th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, p. 3301, Jul. 1992.
11. Moon, Y.J. and Lee, C.J., "Low Frequency Instability and Transient Behavior of Flame in the Hybrid Rocket Post-Chamber," *46th KSPE Spring Conference*, Jeju, Korea, pp. 125-130, May 2016.
12. "Rocket Propulsion," retrieved 16 Aug. 2018 from https://nptel.ac.in/courses/112106073/35
13. Ko, S.H., "A Study on the Combustion Characteristics of Liquefying Solid Fuel Followed Shape of Post-Chamber for Hybrid Rocket Propulsion System," Master, Department of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University, Goyang-si, Gyeonggi-ddo, Korea, 2019.
14. Marxman, G. and Gilbert, M., "Turbulent Boundary Layer Combustion in The Hybrid Rocket," *Symposium (International) on Combustio*, Vol. 9., No. 1, 1963.
15. Gordon, S. and McBride, B.J., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications: I. Analysis," NASA, Cleveland, O.H., U.S.A, NASA RP-1311, October, 1994.