

Original Article

<https://doi.org/10.12985/ksaa.2022.30.4.184>
ISSN 1225-9705(print) ISSN 2466-1791(online)

RATO(Rocket-Assisted Take Off) 시스템 적용을 위한 하이브리드 로켓 비단공형 연료 그레인 기초 연소특성 연구

김수진*, 고수한**, 김설희***, 김경모*, 이성근*, 한예찬*, 문희장****

A Study on Combustion Characteristics of Non-Circular Grain in Hybrid Rocket for RATO (Rocket-Assisted Take Off) System

Su Jin Kim*, Su Han Ko**, Sul Hee Kim***, Gyeong Mo Kim*, Seong Geun Lee*,
Ye Chan Han*, Hee Jang Moon****

ABSTRACT

In an attempt to apply hybrid rocket to the RATO (Rocket-Assisted Take Off) system, combustion characteristics of the non-circular grain were figured out in this study. Having larger combustion area, it was reconfirmed that the non-circular grain has advantages over regression rate, characteristic velocity and chamber pressure in which all gave higher values. Experiments were performed to understand the effect of the non-circular grain geometry over time where local regression rates depending on grain location were analyzed. It was found that the regression rate of five distinct locations were different. Partial conclusion driven was that these differences are due to the heat transfer caused by dissimilar distances from the flame layer. Besides, as combustion duration increased, the fuel port became circular, and the regression rate converged to a single value over the whole grain.

Key Words : Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Regression Rate(후퇴율), Local Regression Rate(지점별 후퇴율), Non-Circular Grain(비단공형 그레인), Hydraulic Diameter(수력직경)

1. 서 론

RATO(Rocket Assisted Take-Off) 시스템은 로켓 추진기관을 이용해 짧은 활주로에서도 효율적으로 항공기의 이륙과 착륙을 보조해주기 위해 고안된 시스템

이다. 대형 수송기의 이착륙 또한 보조해줄 수 있으며, 최근에는 UAS(Unmanned Aerial System)에 적용하기 위한 개발이 진행되고 있다(Bettella et al., 2013). RATO 시스템은 단기간에 높은 추력이 요구되므로, 주로 고체 로켓 추진기관을 사용하고 있다. 그러나 고체 로켓 추진기관은 추진제의 크랙(crack) 등으로 인한 폭발성의 위험이 있어 안전성과 관련한 문제가 있다. 또한, 추력 제어가 어렵다는 단점이 있으며, 한번 점화하면 반응을 중단할 수 없어 YMC-130과 같은 사고 사례가 발생할 수 있다(Takashi et al., 1999). 반면 하이브리드 로켓 추진기관의 경우, 서로 다른 상의 산화제와 연료를 분리하여 저장하므로 운송, 취급, 저장 면에서 고체 로켓 추진기관 대비 안전성이 높다. 더욱

Received: 28. Nov. 2022, Revised: 20. Dec. 2022,
Accepted: 26. Dec. 2022

* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과 박사과정

*** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과 석사과정

**** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부 교수

연락처 E-mail : hjmoon@kau.ac.kr

연락처 주소 : 경기도 고양시 덕양구 항공대학로 76

이, 산화제 유량 조절만으로도 추력 제어 및 재시동이 가능하고 RATO 시스템의 안정성을 향상시킬 수 있어 파두아대학교(University of Padua, Italy)에서는 RATO 시스템에 하이브리드 로켓 추진기관을 적용하기 위한 연구가 꾸준히 진행 중이다(Hussain et al., 2019).

반면 하이브리드 추진기관의 경우, 경계층 내의 확산연소 메커니즘으로 인해 낮은 후퇴율을 보이며 추진 성능이 낮다는 단점이 있다. 후퇴율은 로켓의 내탄도 성능과 로켓 모터 설계에서 중요한 역할을 하는 핵심 변수이다. 따라서 하이브리드 로켓 추진기관의 낮은 후퇴율을 극복하기 위해 i) 스월 분사(swirl injection), ii) 고에너지 입자 첨가, iii) 넓은 연소면적을 갖는 그레인(grain) 형태의 연료 사용 등 다양한 연구들이 수행되고 있다(Yuasa et al., 1999; Vonderwell et al., 1995; Kim et al., 2009). 본 연구에서는 iii)과 같이 넓은 연소면적을 갖는 연료 그레인을 사용하여 후퇴율 증진을 위한 연구를 수행하였다. 연료의 연소면적을 넓히는 방법으로는 포트(port) 수를 증가시켜 연소면적을 넓히는 멀티포트(multi-port) 그레인을 사용하는 방법과 포트 형상을 변화시켜 연소면적을 넓히는 비단공형(non-circular) 그레인을 사용하는 방법이 있다. 이 중 멀티포트 그레인의 경우 연소가 진행됨에 따라 인접한 포트끼리 병합(merge)되는 현상이 발생하여 압력이 급격히 감소하거나 병합 시점에 떨어져 나간 잉여 연료 그레인에 의해 노즐이 막혀 폭발하는 문제점이 상존한다(Kim et al., 2013). 따라서 본 연구에서는 연소 중 병합 현상이 발생하지 않는 비단공형 그레인을 선정하여 연소시험을 수행하였다.

비단공형 그레인 단면 형상에는 별모양(star shape), 슬롯형(slotted) 등 복잡하고 다양한 형상들이 존재하며, 각각의 형상들에 대한 성능을 비교하는 연구들이 많이 수행되고 있다(Li et al., 2013; Cai et al., 2016). Cai et al.(2016)은 수치해석을 통해 다양한 형상들에 대한 후퇴율 성능을 파악하는 연구를 수행하였다. 이를 통해 연료 포트의 수력직경(hydraulic diameter)이 작을수록 높은 후퇴율이 나타남을 확인하였다. Zhiliu (2017)는 고체 로켓과 하이브리드 로켓에서 연료 포트 형상이 내탄도 성능에 미치는 영향에 관한 수치해석 연구를 수행하였다. 이를 통해 고체 로켓 대비 하이브리드 로켓에서 연료 포트 형상이 압력에 직접적으로 영향을 미치지 않음을 확인하였다.

위에 열거된 선행연구들과 같이 하이브리드 로켓 추진기관에 사용되는 비단공형 그레인에 대한 해석 연구

는 활발하지만 이를 실험을 통해 검증하고 분석한 결과는 미미한 실정이다. 따라서 본 연구에서는 낮은 후퇴율을 증진시키기 위해 큰 연소면적을 갖는 비단공형 그레인을 선정하였고 연소실험을 통해 단공형 그레인과 비교하여 비단공형 그레인의 기초 연소특성을 파악하고자 하였다. 또한, 연소 후의 비단공형 그레인 단면의 이미지화를 통해 연료표면 지점별 후퇴율을 분석하여 비단공형 그레인의 시간에 따른 후퇴율 특성 및 연소 경향을 파악하였다.

II. 실험장치 및 조건

Fig. 1은 하이브리드 로켓 연소시험 설비 개략도를 나타낸 것이다. 전체 시스템은 산화제 공급 시스템, 점화 시스템, 데이터 획득 및 연소기 시스템으로 구성되어 있다. 산화제로 사용된 기체 산소의 공급 유량은 sonic orifice를 사용해 유량을 조절하였으며, TFM (Turbine Flow Meter)을 이용하여 측정하였다. 초기 점화는 예열 플러그(glow plug)를 이용해 KNSB (KNO_3 -Sorbitol) 추진제를 점화하는 방식을 채택하였다. 연소 실험은 Lab-view 프로그램을 통해 제어하였으며, 각 센서로부터 획득된 데이터들은 cDAQ 보드를 통해 수집하였다. 연소기 시스템은 인젝터, 전방연소실, 연료 그레인, 후방연소실, 노즐로 구성되어 있다. 노즐은 구리로 제작하여 펌프를 이용한 수냉각 방식을 채택하였다.

본 연구에서는 비단공형 그레인의 기초 연소특성을 파악하기 위해 Table 1과 같은 실험 조건으로 연소 실험을 수행하였다. 연료의 외경은 60 mm이며 연소시간은 10 sec로 설정하였다. 또한, 연료는 HDPE(High

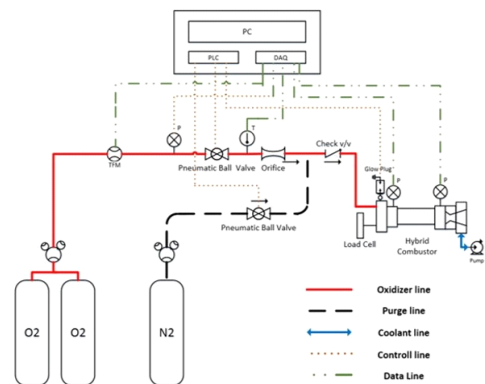


Fig. 1. Schematic of the hybrid rocket experimental system

Table 1. Specification of the combustion test

Oxidizer	Gas oxygen
Fuel	HDPE
Oxidizer supply pressure (bar)	30
Burning time (sec)	10
Average oxidizer mass flow rate (g/sec)	25~50

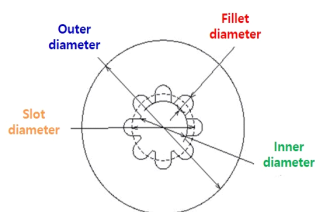


Fig. 2. Configuration of non-circular grain (top view)

Table 2. Specification of non-circular grain

Grain configuration	
Grain length (mm)	200
Outer diameter (mm)	60
Number of star point	8
Fillet diameter (mm)	6
Inner diameter (mm)	18
Slot diameter (mm)	23
Segment number	5

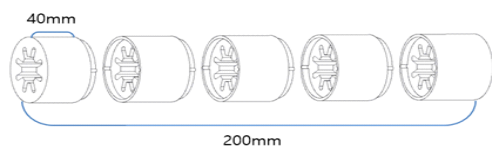


Fig. 3. Configuration of non-circular grain (side view)

Density PolyEthylene)를 사용하였고 전체적인 형상과 수치는 Fig. 2와 Table 2에 각각 나타내었다. 비단공형 그레인인 200 mm 길이의 연료를 5개의 segment로 나누어 결합하는 방식으로 제작하였으며 Fig. 3에 나타내었다.

III. 실험 결과

3.1 단공형과 비단공형 그레인의 비교

3.1.1 산화제 질량유속에 따른 후퇴율

후퇴율은 연소 전과 후의 연료 무게를 측정하고 연료의 밀도와 부피변화량을 구하여 계산하는 시공간 평균 후퇴율을 사용하였으며, 이는 식 (1)과 같이 산화제 질량유속에 대한 식으로 표현할 수 있다. $\dot{G}_{ox,avg}$ 는 평균 산화제 질량유속을 나타내며, 후퇴율 상수 a 와 후퇴율 지수 n 은 실험을 통해 도출하여 Table 3에 나타내었다.

$$\dot{r} = a \dot{G}_{ox,avg}^n \quad (1)$$

Fig. 4는 비단공형 그레인과 동일 수력직경을 갖는 단공형 그레인($d = 1 \text{ mm}$) 및 동일 포트 단면적을 갖는 단공형 그레인($d = 25 \text{ mm}$)에 대해 평균 산화제 유속 (averaged oxidizer flux)과 후퇴율 관계를 나타낸다. 동일 수력직경을 갖는 비단공형 그레인과 단공형 그레인을 비교한 결과, 비단공형 그레인의 후퇴율이 높게

Table 3. Regression rate constant and exponent value

$\dot{r} = a \dot{G}_{ox,avg}^n$	d_h (mm)	A_p (mm ²)	a	n
Non-circular	15	500	0.0174	0.740
Circular	15	180	0.01	0.771
Circular	25	500	0.0178	0.628

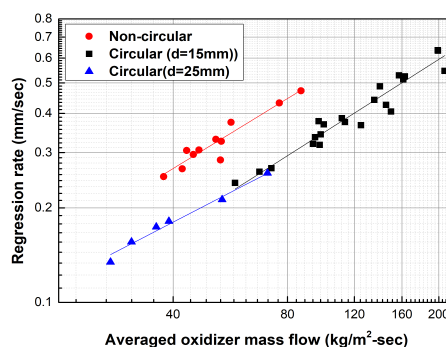


Fig. 4. Regression rate with average oxidizer mass flux

나타났음을 확인할 수 있다. 이는 비단공형 그레인이 상대적으로 넓은 연소면적을 가지기 때문으로 사료된다. 또한, 동일 포트 단면적을 갖는 경우에도 비단공형 그레인의 후퇴율이 더 높게 나타났으며, 초기 산화제(initial oxidizer flux) 유속이 동일한 경우 포트의 수력직경이 작을수록 후퇴율이 높게 나타나는 경향을 파악할 수 있다.

3.1.2 O/F 비에 따른 특성 배기속도

Fig. 5는 O/F비에 따른 특성 배기속도를 나타낸 것이며, 이론 특성 배기속도는 CEA(Chemical Equilibrium with Application)를 통해 도출하여 실선으로 표현하였다. 특성 배기속도는 노즐의 형상과 상관없이 효율을 비교할 수 있는 변수이며 실험을 통한 특성 배기속도(C^*) 계산식은 식 (2)와 같이 표현할 수 있다. 연소실험 결과, 비단공형 그레인의 특성 배기속도 효율은 약 60~85%의 효율을 보였으며 단공형 그레인 대비 동일 O/F비에서 보다 높은 특성 배기속도 값을 가지는 것을 확인할 수 있다.

$$C^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}_p} \quad (2)$$

3.1.3 연소실 압력

Fig. 6은 동일 수력직경을 갖는 단공형과 비단공형 그레인에 대한 시간에 따른 압력 변화를 나타낸다. 단공형 대비 비단공형 그레인의 연소면적(wetted area)이 넓으므로 전체적으로 압력이 높음을 확인할 수 있다. 그러나 비단공형 그레인의 경우 시간이 지남에 따라 압력이 감소하는 것을 확인할 수 있다. 이는 비단공

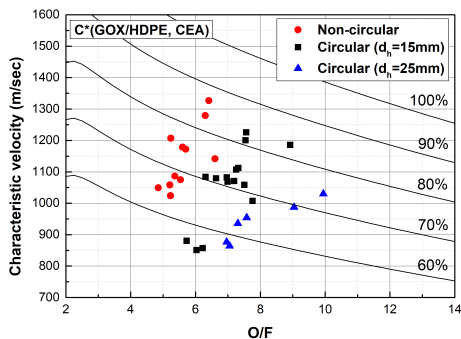


Fig. 5. Characteristic velocity vs. O/F ratio

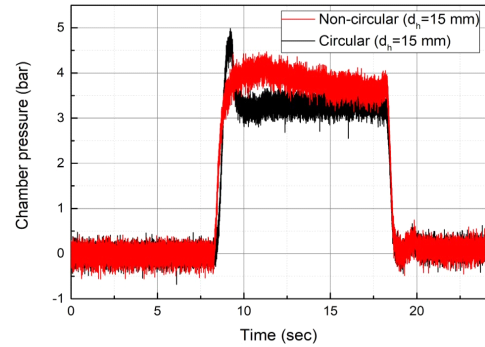


Fig. 6. Time trace of chamber pressure

형 그레인의 형상적인 요인에 의해 단공형 그레인 대비 압력 변화가 큰 것으로 사료된다.

3.2 비단공형 그레인의 연소특성 파악

3.2.1 연소시간 설정

비단공형 그레인의 연소특성에 대한 형상적인 영향을 파악하기 위해 해석적 방법(analytic method)을 통해 연소시간을 설정하였다. 본 연구에서의 해석적 방법은 기하학적 변수를 이용하여 그레인의 연소면적 값을 계산하는 burn-back 해석기법 중 하나이다. 이에, 본 연구에서는 연료 포트 단면적을 A1, A2, A3, A4의 4개 영역으로 구분하였으며, 각각의 해당되는 면적이 사라지는 구간을 phase로 정의하였다(Fig. 7). 즉, 연소가 진행됨에 따라 면적 A1이 사라질 때까지를 phase 1, A2가 사라질 때까지를 phase 2로 설정하였다. 산화제 질량유량을 25 g/sec로 설정하여 계산한 결과, phase 1과 phase 2가 끝나는 시간이 각각 연소 시작 후 2 sec와 8 sec로 도출되었다. 따라서 phase가 변화하는 시점을 기준으로 4개의 연료 그레인을 사용하여 연소시간을 2 sec, 5 sec, 8 sec, 11 sec로 설정하여 연소실험을 순차적으로 수행하였다.

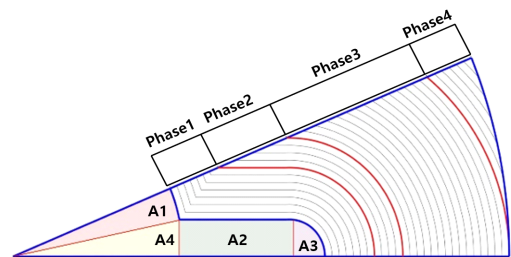


Fig. 7. Non-circular grain analysis using analytic method

3.2.2 연소시간에 따른 압력변화

Fig. 8과 Fig. 9는 각각 연소시간에 따른 압력변화와 연소실험 후의 그레인 단면 형상을 나타낸 것이다. Fig. 8의 검은색 결과는 연소시간을 2 sec로 설정한 phase 1 종료시점까지의 결과이고 청색과 붉은색 결과는 5 sec와 8 sec로 설정한 2번의 순차적 연소실험 결과들을 나타내고 있다. 이는 phase 2 종료시점(8 sec)까지의 결과에 해당된다. Fig. 9는 연소가 진행됨에 따라 그레인 형상이 변하는 것을 보여주며 단공형에 가까워지는 것을 확인할 수 있다. 따라서 비단공형 그레인을 장기 연소시키면 Fig. 6의 단공형 그레인 결과와 유사하게 압력이 일정한 구간이 발현될 것으로 사료된다.

3.2.3 비단공형 그레인의 지점별 후퇴율

Fig. 10은 Fig. 9에서 나타난 연소시간(2 sec, 5 sec, 8 sec, 11 sec) 별 그레인의 단면을 이미지화 한 후 중첩시켜 나타난 연료 표면의 지점별 후퇴율을 나타내고 있다. 이를 통해 연소가 진행됨에 따라 후퇴율이 지점별로 상이하게 나타나는 것을 확인할 수 있었으며 그

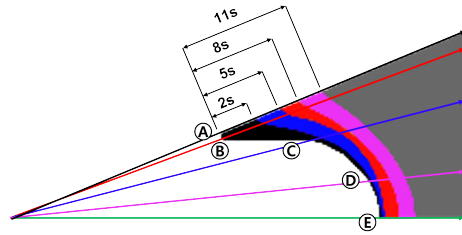


Fig. 10. Local fuel surface evolution deduced from the results of Fig. 9
(color surfaces correspond to the duration of each combustion tests of Fig. 9)

Table 4. Regression rate of each point over time

Time (sec)	Regression rate (mm/s)				
	Point A	Point B	Point C	Point D	Point E
2	0.715	0.961	0.405	0.084	0.064
5	0.452	0.395	0.172	0.101	0.052
8	0.211	0.205	0.188	0.142	0.159
11	0.325	0.294	0.206	0.177	0.167

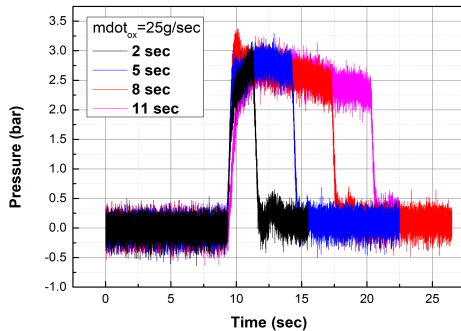


Fig. 8. Pressure curve on combustion time

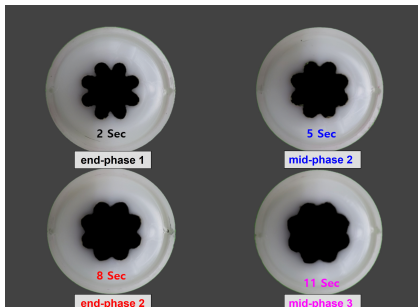


Fig. 9. Burned grain on combustion time

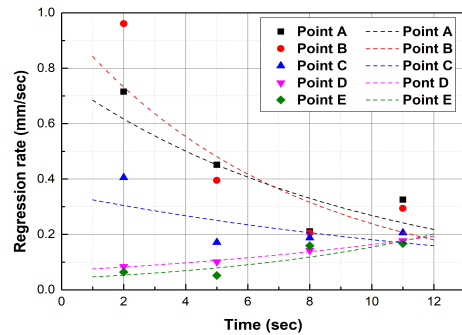


Fig. 11. Time trace of local regression rate

레인의 각 지점별 후퇴율의 경향을 파악하기 위해 A, B, C, D, E 지점을 선정하여 분석하였다. 각 지점별 후퇴율은 연소가 연료 포트 중심에서 연료 외경 방향으로 뻗어나가면서 진행된다고 가정하여 계산하였으며 이에 따라 도출된 지점별 후퇴율은 Table 4에 나타내었다. Fig. 11의 기호(symbol)는 각 지점별 시간에 따른 후퇴율(Table 4)을 나타낸 것이며, 점선을 통해 지점별 후퇴율 경향을 표현하였다. 전체적으로 시간이 지남에 따라 단면적이 단공(circular) 형태를 띠는 것이기에 후퇴율이 하나의 값으로 수렴하는 것을 확인할 수

있다. 그러나 초기에는 A와 B 지점의 후퇴율이 높게 도출되었으며, 이는 A와 B 지점이 C, D, E 지점 대비 화염층(flame layer)과 근접하여 높은 후퇴율을 갖기 때문이다. Fig. 10에 나타난 연료 표면 형상은 실제로는 대칭 구간이 있고, A와 B 지점이 Fig. 2의 inner diameter에 해당되어 화염층에 가깝기 때문이다. C 지점은 B 지점과 D 지점의 중간에 위치하여 후퇴율이 B 지점과 D 지점의 중간값을 가지는 것을 확인할 수 있다. D 지점과 E 지점은 다른 지점보다 화염층과 거리가 멀어 후퇴율이 낮게 나타나는 것으로 사료된다.

IV. 결 론

본 연구에서는 RATO 시스템 적용을 위해 하이브리드 로켓 추진기관용 비단공형 그레이н에 대한 기초 연소특성 연구를 수행하였다. 비단공형 그레이н의 형상학적 영향을 파악하기 위해 실험을 통해 도출된 HDPE 연료의 후퇴율식과 해석적 방법을 사용하여 소요되는 연소시간을 설정하였다. 동일 수력직경 및 포트 단면적을 갖는 단공형과 비단공형 그레이н을 비교 분석하였으며, 비단공형 연료의 지점별 후퇴율을 도출하였다. 비단공형 그레이н의 경우 단공형 그레이н 대비 높은 후퇴율과 높은 특성 배기속도를 나타내었다. 이는 예상한 대로 비단공형 그레이н의 상대적으로 넓은 연소면적에 기인한 것으로 판단된다. 넓은 연소 표면적으로 인해 비단공형 그레이н의 연소실 압력 또한 단공형 대비 높게 나타났으나, 시간에 따라 압력이 감소하였으며 이는 비단공형 그레이н의 형상학적 요인에 기인한다. 다만, 비단공형 그레이н의 경우 지점별 후퇴율이 상이하게 나타났으며, 연료 포트 내 화염층과 다섯 개의 지점 간 거리가 달라 열전달량의 차이가 이를 초래된 것으로 사료된다. 또한, 연소가 진행됨에 따라 다섯 개 지점의 후퇴율이 모두 동일한 값으로 수렴하는 것을 확인할 수 있었다. 이는 연소가 상당 시간 진행될 경우, 비단공형 포트가 단공형에 가까워질 수밖에 없기 때문인 것으로 판단되었다.

후 기

본 논문은 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단-미래국방혁신기술개발사업(NRF-2020 M3F6A1110342)의 지원을 받아 수행된 연구로 지원에 감사드립니다.

References

1. Bettella, A., Moretto, F., Geremia, E., Bellomo, N., Petronio, D., and Pavarin, D., "Development of 20 kN hybrid rocket booster", 5th European Conference for Aeronautics and Space Sciences, Munich, Germany, 2013
2. Takashi, T., Saburo, Y., and Kengo, Y., "Effects of swirling oxidizer flow on fuel regression rate of hybrid rockets", 35th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1999, p.2323.
3. Hussain, M. M., Siddiqui, B., and Memon, A., "Design and analysis of rocket assisted takeoff high-speed UAV", 6th International Conference on Aerospace Science and Engineering, 2019.
4. Yuasa, S., Shimada, O., Imamura, T., Tamura, T., and Yamamoto, T., "A technique for improving the performance of hybrid rocket engines", 35th IAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 1999, p. 2322.
5. Larson, D. B., "Formulation and Characterization of praffin-based solid fuels containing novel additives for use in hybrid rocket motors", Master's Dissertation, Department of Mechanical and Nuclear Engineering, Pennsylvania University, Philadelphia, P.A., U.S.A., 2012.
6. Vonderwell, D. J., Murray, I. F., and Heister, S. D., "Optimization of hybrid-rocket booster fuel-grain design", Journal of Spacecraft and Rockets, 32(6), 1995, pp.964-969.
7. Kim, S., Kim, J., Moon, H., Sung, H., Lee, J., Kim, G., and Park, S., "Combustion characteristics of the cylindrical multi-port grain for hybrid rocket motor", 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2009, p.5112.
8. Kim, S., Lee, J., Moon, H., Kim, J., Sung, H., and Kwon, O. C., "Regression characteristics of the cylindrical multiport grain in hybrid

- rockets", *Journal of Propulsion and Power*, 29(3), 2013, pp.573-581.
9. Li, X., Tian, H., and Cai G., "Numerical analysis of fuel regression rate distribution characteristics in hybrid rocket motors with different fuel types", *Science China Technological Sciences*, 56(7), 2013, pp.1807-1817.
 10. Cai G., Zhang, Y., Wang, P., Hui, T., Zhao, S., and Yu, N., "Geometric effects of fuel regression rate in hybrid rocket motors", *Science China Technological Sciences*, 59(5), 2016, pp.807-813.
 11. Zhiliu Lu, "Comparison of cylindrical and non-cylindrical grain internal ballistic behavior of hybrid rocket engines and solid rocket motors", Master of Applied Science, Ryerson University, Toronto, Ontario, Canada, 2017.
 12. Cai, G., Zeng, P., Li, X., Tian, H., and Yu, N., "Scale effect of fuel regression rate in hybrid rocket motor", *Aerospace Science and Technology*, 24(1), 2013, pp.141-146.
 13. Zhang, S., Hu, F., and Zhang, W., "Numerical investigation on the regression rate of hybrid rocket motor with star swirl fuel grain", *Acta Astronautica*, 127, 2016, pp.384-393.