

경사진 포트 형상을 가진 하이브리드 로켓 연료의 연소 특성

김재우* · 김수중** · 김진곤** · 성홍계** · 문희장**

Combustion Characteristics of Hybrid Rocket Fuel with Tapered Grain Port Shape

Jaewoo Kim* · Soojong Kim** · JinKon Kim** · Honggye Sung** · Heejang Moon**

ABSTRACT

In this study, the combustion characteristics of hybrid rocket fuel with tapered grain port were studied. The regression rate was increased about 17.5% by using the convergence port shape fuel. On the other hand, in case of divergence port shape fuel, any notable difference of regression rate was not observed when compared with regression rate of the cylindrical port shape fuel. Also, in case of convergence port shape fuel, characteristic velocity efficiency was increased. From these results, one can notice that convergence port shape of hybrid rocket fuel can be effective configuration in terms of improvement of combustion efficiency and performance.

초 록

본 연구에서는 경사진 그레인 포트 형상을 가진 고체 연료를 사용한 하이브리드 로켓의 연소 특성을 실험적으로 고찰하였다. 수렴 형상의 그레인 포트를 가지는 연료를 사용함으로써 경사각이 없는 연료에 비해 후퇴율을 17.5% 증가시킬 수 있었으나 확산 형상 연료에서는 후퇴율의 차이가 없었다. 또한 수렴 형상을 사용한 경우 특성속도 효율이 증가하였으며 이를 통해 하이브리드 로켓 연료에서 수렴 형상의 그레인 포트가 연소 효율 및 성능을 개선하는데 효과적임을 확인하였다.

Key Words: Hybrid Rocket (하이브리드 로켓), Convergence(수렴), Divergence(확산), Regression Rate(후퇴율), Characteristic Velocity(특성 속도)

1. 서 론

고체 연료와 기체 또는 액체 산화제를 추진제로 사용하는 하이브리드 로켓은 산화제 유량 조절을 통해 추력 조절이 가능하면서도 경제적이

고 안전하여 최근 실용화를 위한 많은 연구가 이루어지고 있다. 이러한 하이브리드 로켓에서 고체 연료의 연소 속도로 정의되는 후퇴율(regression rate)은 일반적으로 산화제가 유입되는 그레인 포트의 입구부와 출구부에서 높게 나타난다. 이는 고체연료 그레인 입구에서 출구로 갈수록 경계층의 발달로 인한 대류 열전달의 감소로 후퇴율이 점차 낮아지다가, 축 방향을 따라

* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부
연락처, E-mail: hjmoon@kau.ac.kr

연료의 연소량이 점차 축적되어 후퇴율이 다시 높아지기 때문에 알려져 있다[1]. 이러한 불균일한 후퇴율은 최대 국부 후퇴율을 기준으로 설계되어야 하는 고체 연료의 측면에서 슬리버를 증가시키는 원인이 될 수 있다.

따라서 본 연구에서는 기존 고체 연료 그레이인 포트의 입구와 출구에서 높게 나타나는 후퇴율에 대응하는 형상을 가지도록 균일한 경사각을 가지는 확산형과 수렴형의 연료를 사용하여 실험적 연구를 수행하였다. 확산형과 수렴형 연료를 사용한 실험 연구를 통해 서로 다른 기하학적 형상에 따른 후퇴율, 연소실 압력, 특성 속도 등의 연소 특성을 살펴보았다.

2. 본 론

2.1 실험 장치 및 방법

본 연구에서 사용한 실험 장치는 Fig. 1과 같이 산화제 공급 장치, 점화 장치, 데이터 획득 장치 및 연소기로 구성하였다. 산화제로 사용한 기체산소는 압력조절기와 오리피스를 통해서 일정한 유량으로 공급되며, 산화제 공급 유량은 TFM(Turbine Flow Meter)으로 측정하였다. 점화는 부탄과 산소 혼합 가스에 spark를 가해 점화하는 방법을 사용하였다. DAQ 보드를 이용하여 각 센서로부터의 데이터를 획득하였으며, 실험은 PLC (Program Logic Control)를 통해 제어하였다. 연소기는 저항이 작은 LM가이드 위에 장착한 뒤 Loadcell을 이용하여 추력을 측정하였다. 본 연구를 위한 실험 조건은 Table 1과 같으며, 실험에 사용된 연료 형상은 Fig. 2와 같다.

Table 1. Specification of the combustion test

Solid Fuel	HDPE		
Oxidizer	Gaseous Oxygen		
Oxidizer Mass Flow Range	10 - 60 g/sec		
Fuel Density	950 kg/m ³		
Burning Time	10 sec		
Solid Fuel Configuration	convergence	inlet D	22 mm
		outlet D	15 mm
	divergence	inlet D	15 mm
		outlet D	22 mm
Taper Angle	1°		

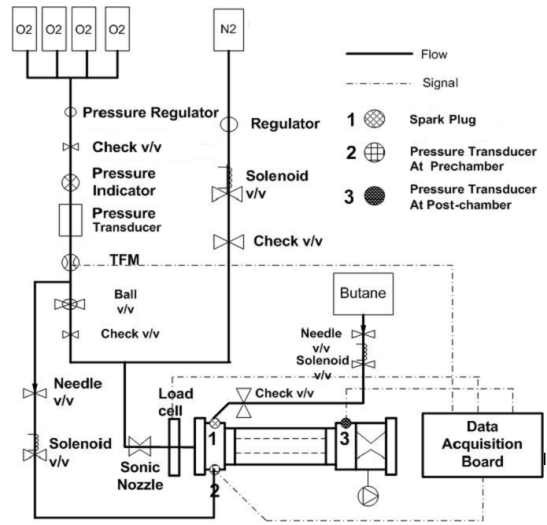


Fig. 1. Lab-scale PE-GOx experimental system

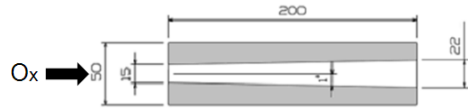


Fig. 2. Solid fuel configuration(divergence)

2.2 후퇴율 계산

일반적으로 후퇴율은 Fig. 3과 같이 연료가 균일하게 타들어가는 것으로 가정하여 체적 변화량을 고려한 포트 평균 직경을 사용하여 계산한다.

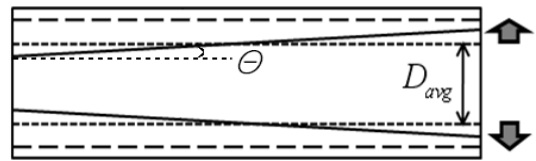


Fig. 3. Regression rate calculation by general method

본 연구에 사용한 연료는 경사각을 지니고 있어 경사면에 대해 수직으로 타들어가는 후퇴율을 고려하여야 하나 평균포트 직경을 이용한 후퇴율 계산법과 경사각을 고려한 후퇴율 계산법의 차이가 0.005%로 매우 작아 무시할 수 있으므로 다른 형상과의 비교가 쉽도록 평균 포트 직경을 이용한 후퇴율을 사용하였다. 후퇴율 계

산에 사용한 식은 Eq. 1~3과 같다.

$$D_{i,avg} = \frac{D_{i,in} + D_{i,out}}{2} \quad (1)$$

$$D_{f,avg} = \sqrt{\frac{4\Delta m}{\pi\rho L} + D_{i,avg}^2} \quad (2)$$

$$\dot{r} = \frac{D_{f,avg} - D_{i,avg}}{2t_b} \quad (3)$$

여기서, t_b 는 연소시간, L 은 연료길이, $D_{i,in}$ 와 $D_{i,out}$ 은 경사각 θ 를 가지는 연료의 입, 출구 직경이며, divergence 형상 연료는 입구가 출구보다 작은 경우이고, convergence 형상 연료는 입구가 출구보다 큰 경우이다. $D_{i,avg}$ 와 $D_{f,avg}$ 는 각각 연소 전과 후의 연료 그레인 포트의 입, 출구 평균 직경이다. 본 실험에 사용한 산화제 질량 유속은 연소 전, 후의 평균 포트 직경을 고려한 평균 산화제 질량 유속을 사용하였으며 Eq. 4와 같다.

$$G_{o,avg} = \frac{\dot{m}_{ox}}{A_{P,avg}} = \frac{4\dot{m}_{ox}}{\pi\left(\frac{D_{i,avg} + D_{f,avg}}{2}\right)^2} \quad (4)$$

여기서, $G_{o,avg}$ 는 평균 산화제 질량 유속, \dot{m}_{ox} 는 산화제 질량 유량, $A_{P,avg}$ 는 연소 전, 후의 평균 포트 단면적이다.

2.3 실험 결과 및 고찰

후퇴율은 하이브리드 로켓 추진 시스템에서 성능 예측과 설계시 사용되는 주요 변수로서, Fig. 4에서 후퇴율을 평균 산화제 질량 유속과의 관계로 나타내었다.

Figure 4에서 확산 형상 연료는 기존 원통형 연료의 후퇴율과 큰 차이를 보이지 않았으나, 수렴 형상 연료는 후퇴율이 높게 나타났다. 수렴 형상 연료의 경우 연료 후방으로 갈수록 점차 줄아지는 기하학적 형상으로 인해 산화제의 축 방향 유동 속도가 증가하게 된다. 이 때문에 경계층 발달이 늦어지고 대류 열 전달량이 증가하여 후퇴율이 증가한 것으로 판단된다. 수렴 형상 연료는 원통형 연료 대비 약 17.5%의 후퇴율 증가를 보였으며 후퇴율 관계식은 각각 Eq. 5, 6과 같다.

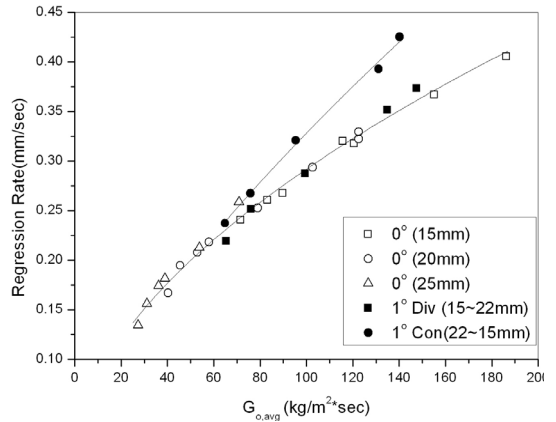


Fig. 4. Averaged oxidizer mass flux vs regression rate

$$\dot{r} = 0.011 G_{o,avg}^{0.734} \quad (1^\circ \text{ convergence}) \quad (5)$$

$$\dot{r} = 0.023 G_{o,avg}^{0.547} \quad (1^\circ \text{ divergence and } 0^\circ) \quad (6)$$

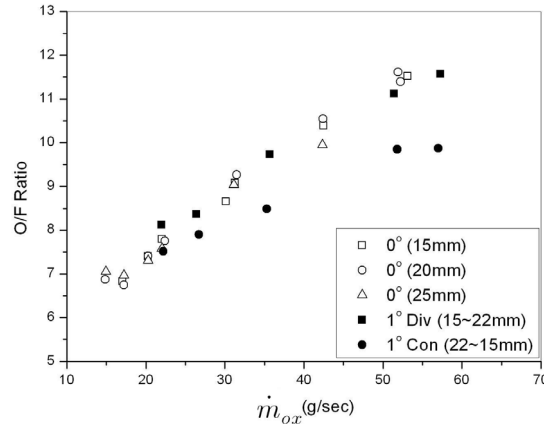


Fig. 5. Oxidizer mass flow rate vs O/F ratio

Figure 5는 산화제 질량 유량에 대한 O/F 비를 나타낸 결과이다. 모든 연료 형상에 대해 산화제 유량이 증가함에 따라 O/F 비는 증가하는 경향을 나타냈으며 수렴 형상 연료의 경우, 다른 형상 연료에 비해 O/F 비가 낮았다. 이러한 결과는 Fig. 4에서 설명한 바와 같이 수렴 형상의 연료를 사용한 경우 동일 산화제 질량 유속에서 후퇴율이 높게 나타나기 때문으로 연료 연소량이 증가하였음을 보여주는 결과이다.

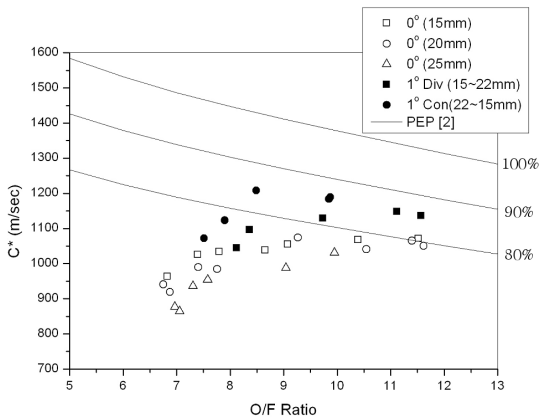


Fig. 6. O/F ratio vs characteristic velocity

Figure 6은 O/F 비에 대한 특성속도(C^*) 결과를 나타낸 그래프이다. 경사각이 없는 연료는 동일한 O/F 비에 대해 그레인 포트의 직경이 작을수록 즉, 그레인 포트 내부 체적이 작을수록 높은 특성속도를 나타냈다. 반면 수렴 형상과 확산 형상 연료는 포트 직경 15mm 원통형 연료에 비해 큰 그레인 포트 체적을 가짐에도 동일 O/F 비에 대해 높은 특성속도를 나타냈으며 특성속도 효율 또한 증가하였다.

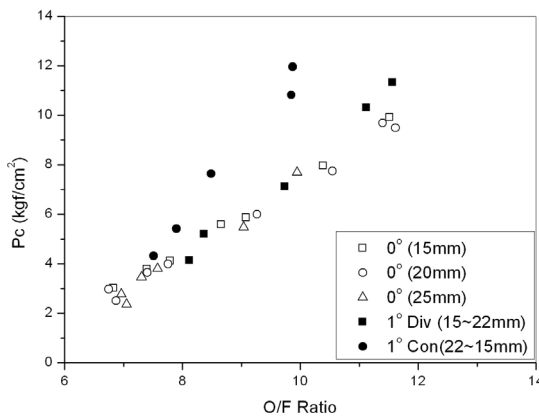


Fig. 7. Oxidizer/fuel ratio vs chamber pressure

이러한 결과는 Fig. 7을 통해 설명될 수 있는데 Fig. 7은 O/F 비에 대한 연소실 압력을 나타낸 그래프이다. 수렴 형상 연료를 사용한 경우 Fig. 5에서 설명한 바와 같이 O/F 비가 낮아져 이론 O/F에 다소 근접하게 되고 이 때문에 연

소실 압력이 높게 형성되어 특성속도 또한 높게 나타나는 것으로 판단된다.

3. 결 론

본 연구에서는 일반적인 원통형 그레인 포트에서 경사각을 가진 확산 형상과 수렴 형상 연료를 사용하여 실험적 연구를 수행하였다.

수렴 형상 연료를 사용함으로써 경사각이 없는 연료 형상에 비해 후퇴율을 17.5% 증가시킬 수 있었다. 반면 확산 형상 연료의 후퇴율은 경사각이 없는 형상 연료와 유사한 결과를 보였다.

또한, 수렴 형상 연료를 사용한 경우 증가된 연료 연소량에 따라 O/F 비가 낮아졌고 연소실 압력이 상승하여 특성속도 효율이 증가되었다.

이러한 결과를 통해 수렴 형상 연료가 하이브리드 로켓 연료의 후퇴율과 성능 향상에 효과적임을 확인하였다.

향후 수렴 형상과 확산 형상 연료에서의 국부 후퇴율 개선 효과를 확인하기 위해 국부후퇴율의 측정과 함께 다양한 경사각을 가지는 형상에 대한 연구가 필요할 것으로 사료된다.

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. 이정표, 김기훈, 조정태, 김수중, 문희장, 성홍계, 김진곤, "하이브리드 로켓에서의 고체 연료의 국부 후퇴율에 관한 연구", 한국추진 공학회 춘계학술대회, 2008년.
2. 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.