

PE/LN₂O 하이브리드 로켓 모터의 연소특성에 관한 연구

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

A Study on the Combustion Characteristic in Hybrid Rocket Motor using PE/LN₂O

Gihun Kim* · Jungpyo Lee* · Soojong Kim* · Jungtae Cho* · Hakchul Kim* ·
Kyoungjin Woo* · Hong-Gye Sung** · Heejang Moon** · Jin-Kon Kim**

ABSTRACT

In this study, the characteristic of the hybrid rocket motor with LN₂O(Liquid Nitrous oxide) was investigated experimentally. HDPE(High Density PolyEthlene) was used as fuel with different sized single port. When used LN₂O, combustion efficiency is lower than using GN₂O(Gas Nitrous oxide), because of completeness of vaporization of droplet and mixing. And regression rate was changed by different oxidizer phase. This behavior was considered that flame temperature and combustion of solid fuel front/end surface.

초 록

산화제는 LN₂O, 고체연료는 HDPE(High Density PolyEthlene)를 사용하여 산화제의 상 및 연료포트 직경에 따른 하이브리드 로켓 모터의 연소특성을 비교·분석하였다. 불완전한 액적의 기화와 연료와 산화제의 혼합으로 인해 산화제로 GN₂O 보다 LN₂O를 적용했을 때, 연소효율이 낮게 나타났다. O/F비에 따른 화염온도변화 및 끝 단면적에서의 연소반응으로 인해 LN₂O와 GN₂O를 사용하였을 경우 고체연료의 초기 포트 직경에 따른 후퇴율의 경향이 달리 나타났다.

Key Words: Hybrid Rocket Motor(하이브리드 로켓 모터), LN₂O(액체아산화질소), HDPE(고밀도 폴리에틸렌), GN₂O(기체아산화질소), Regression Rate(후퇴율), O/F Ratio(공연비)

1. 서 론

하이브리드 로켓은 산화제는 액체, 연료는 고체를 사용하며 액체로켓과 고체로켓의 장점을 취하고, 단점을 보완한 로켓으로 현재 실용화를 위해 많은 연구가 진행 중이다. 하이브리드 로켓은 다른 화학 로켓에 비하여 상대적으로 안전성과 경제성이 우수한 반면 고체연료의 후퇴율이 느

* 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

연락처, E-mail: jkkim@kau.ac.kr

린 단점을 갖고 있다. 하이브리드 로켓의 고체 연료로는 PE(PolyEthylene), PMMA (Polymethyl Methacrylate), HTPB(Hydroxyl Terminated Poly Butadiene), Paraffin이 산화제는 산소(O₂) 아산화질소(N₂O), 과산화수소(H₂O₂) 등이 주로 사용된다. 하이브리드 로켓의 기초 연구에서는 산화제로 기체 상태의 산소(GOX)와 아산화질소(GN₂O)를 주로 사용하나, 실제 발사체의 경우 높은 충진율을 위해 액체산소(LOX), 액체아산화질소(LN₂O)를 사용한다. 이중 LN₂O는 상온에서 높은 증기압(58.5bar at 20℃)을 가져 별도의 가압장치가 필요하지 않으므로 중·소형 로켓의 산화제로 적합하다.

따라서 본 연구에서는 고체연료는 HDPE (High Density PolyEthylene)를 사용하고 산화제는 GN₂O와 LN₂O를 적용하여 연소실험을 수행하였고, 산화제의 상(Phase) 및 연료 포트 직경에 따른 연소특성을 비교 연구하였다.

2. 본 론

2.1 실험장치 및 방법

본 연구에서 이용한 연소 실험장치는 크게 산화제 공급장치, 점화 장치, 데이터 획득 장치 및 연소기의 네 부분으로 구성되며, Fig. 1과 같다. 산화제인 LN₂O는 오리피스를 이용하여 유량을 제어 하였으며, 산화제 공급유량은 산화제탱크의 무게 변화로 측정하였다. 점화 장치는 부탄가스와 기체 산소 혼합 가스에 Spark를 가하는 토치식 점화기를 사용하였다. 실험은 PLC (Program Logic Control)를 통해 제어되며 DAQ 보드를

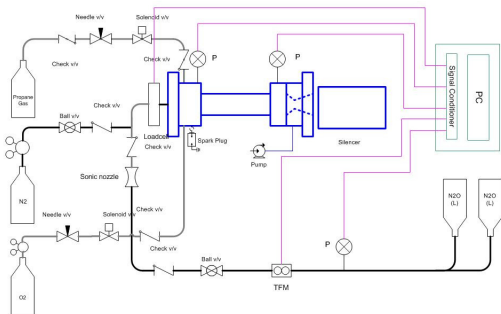


Fig. 1 Schematic of the experimental system

Table 1. Specification of the combustion test

Oxidizer		Liquid N ₂ O	Gas N ₂ O
Solid Fuel		HDPE	HDPE
Solid fuel density		951 kg/m ³	951 kg/m ³
Burning time		5 sec	10 sec
Fuel Grain Configuration	Initial Port Diameter(Di)	10, 15, 20 mm	10, 15 mm
	Outer Diameter(Do)	70 mm	50 mm
	Grain Length(Li)	200 mm	200 mm

이용하여 각 센서로부터 데이터를 획득 하였고, 실험 조건은 Table 1과 같다. LN₂O의 연소 특성을 비교하기 위하여 사용된 GN₂O의 실험 Data는 본 연구실에서 기존에 수행한 Data를 사용하였다[1].

2.2 실험 결과

2.2.1 산화제 상(Phase)에 따른 영향

후퇴율은 연소시간동안 소비된 연료의 총 연소량을 측정하고 연료밀도를 이용하여 체적변화량으로 계산한 시·공간 평균 후퇴율로 계산하였다.

Figure 2는 연료로 HDPE를 사용하고 산화제로 GN₂O와 LN₂O를 사용하였을 때의 산화제 평균 유속에 대한 후퇴율을 나타낸 것이다. Eq. (1), (2)는 각각 산화제로 GN₂O와 LN₂O를 적용하였을 때의 후퇴율 식이다.

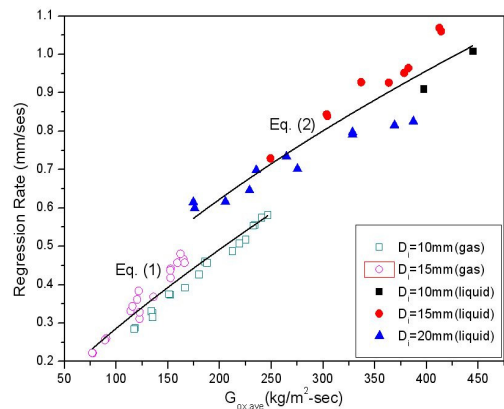


Fig. 2 Regression Rate Behavior on the Oxidizer Average Mass Flux

$$\dot{r} = 0.00782 G_{ox,ave}^{0.78} \quad (\text{PE/GN}_2\text{O}) \quad (1)$$

$$\dot{r} = 0.0233 G_{ox,ave}^{0.62} \quad (\text{PE/LN}_2\text{O}) \quad (2)$$

실험에 사용한 연료는 Table 1에 나타난 바와 같이 외경이 서로 다른 형상을 사용하였으며 이때 전후방 연소실에서 화염에 노출되는 연료의 양 끝 단면적의 차이가 발생하게 되고 이러한 연소 면적의 차이에 따라 Eq. (1)과 (2)의 후퇴율 관계식의 차이가 나타난 것으로 판단된다. 또한, LN₂O의 경우 후퇴율이 GN₂O보다 증가한 반면 연소효율은 오히려 감소되었다. 이러한 결과는 Fig. 3의 이론 c*에 대한 실험 c*의 비인 연소효율 그래프를 통해 알 수 있는데, 산화제로 LN₂O를 사용한 경우 GN₂O보다 연소실내 총 추진제 유량이 증가하였지만 연소실 압력이 충분히 높지 않아 낮은 연소효율을 나타낸 것으로 판단된다.

2.2.2 초기 포트 직경에 따른 영향

Figure 2에서 보면, 산화제의 상에 상관없이 동일 산화제 평균유속에서 초기 포트 직경에 따라 후퇴율이 차이가 나타남을 알 수 있다. 산화제로 GN₂O를 사용하였을 경우에는 동일 산화제 평균유속에서 초기 포트 직경이 커질수록 후퇴율이 높았고, 산화제로 LN₂O를 사용하였을 경우에는 동일 산화제 평균유속에서 초기 포트 직경이 10 mm와 15 mm 일 때는 포트 직경이 커짐에 따라 후퇴율이 높아졌으나, 포트 직경이 20 mm 일 경우에는 직경 10 mm와 15 mm에 비해 후퇴율이 낮아졌다. 이는 O/F비에 따른 화염온도 변화가 연소율에 미치는 영향과 고체연료 양끝 단면에서의 추가적인 연소로 설명 할 수 있다.

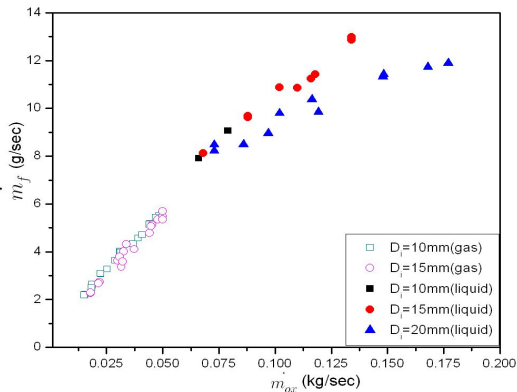


Fig. 3 Fuel Mass Flow on the Oxidizer Mass Flow

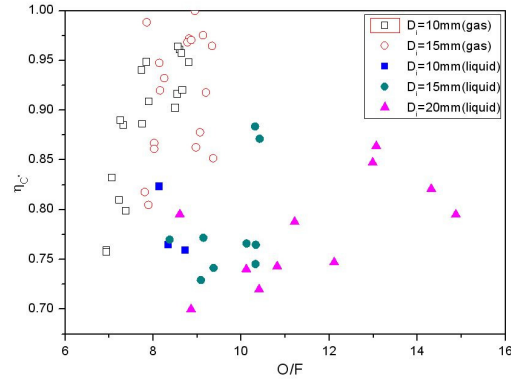


Fig. 4 Combustion Efficiency on the O/F Ratio

Figure 4는 산화제 유량에 대한 고체연료 연소 유량의 관계를 나타낸 것이다. 일반적으로 고체 연료의 포트 직경이 커짐에 따라 화염으로부터 고체연료 표면으로의 단위면적당 열전달량이 감소하기 때문에 동일산화제 유량에서 고체연료 연소율이 낮아진다고 알려져 있다[2]. 동일 산화제 유량에서 초기 포트 직경이 증가할수록 연료의 연소량은 감소함을 확인할 수 있다. GN₂O를 산화제로 사용한 경우 포트 직경 변화에 대한 고체 연료 연소량 차이는 작지만, LN₂O의 경우 포트 직경변화에 대한 고체 연료 연소량의 차이가 GN₂O 보다 큼을 알 수 있다.

Figure 5는 산화제 유량에 대한 O/F비를 나타낸 것이다. GN₂O를 사용한 경우에는 본 연구의 산화제 유량 범위에서 O/F비가 7~9.5의 좁은 범위에서 나타났으며, LN₂O를 사용한 경우에는 초기 포트 직경이 15 mm와 10 mm의 경우에는 O/F비가 8.5~11사이의 좁은 범위에서 분포하지만, 초기 포트가 20 mm인 경우에는 O/F비가 9~15까지의 넓은 범위에 분포한다. 또한, 산화제로 LN₂O를 적용한 경우보다 GN₂O를 사용했을 때, 동일산화제 유량에서 연료 포트 직경에 대한 O/F비 차이가 작게 나타난다.

Figure 6은 CEA (Chemical Equilibrium and Application) code를 사용하여 PE/N₂O에서 O/F비에 따른 화염온도를 나타낸 것이다. GN₂O의 경우 동일 산화제 유량에서 O/F비의 차이가 작아, 화염온도 변화가 작음을 알 수 있다. 연료 포트직경 변화에 화염온도가 큰 차이가 없는

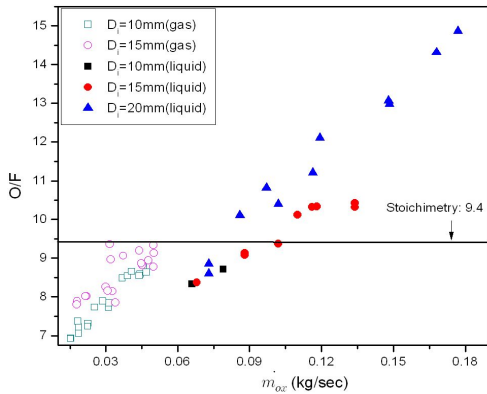


Fig. 5 O/F ratio on the Oxidizer Mass flow

GN₂O를 산화제로 적용한 경우, 포트 직경이 증가할수록 연료 연소량은 적어지나 상대적으로 그 차이는 작게 나타난다.

산화제로 LN₂O를 적용한 경우 초기 포트 직경이 15 mm와 10 mm 일 때는, GN₂O를 사용한 경우처럼 동일 산화제 유량에서 O/F비 및 화염 온도의 차이가 작아 고체연료 연소량 차이가 크지 않다. 그러나 초기 포트직경이 20 mm인 경우에는 15 mm와 10 mm인 경우보다 동일 산화제 유량에서 화염온도가 낮은 O/F비 범위에 분포하며, 낮은 화염온도로 인하여 연료 초기 포트직경이 커질수록 연소량이 적어지게 된다. 따라서 연료 포트 평균 단면적으로 나눈 값인 산화제 평균 유속으로 표현하면, 연료 포트직경 변화에 대해 연소량 차이가 작은 경우에는 직경이 커짐에 따라 산화제 유속이 작아져 상대적으로 동일 유속에서 후퇴율이 크게 나타나지만, 연료

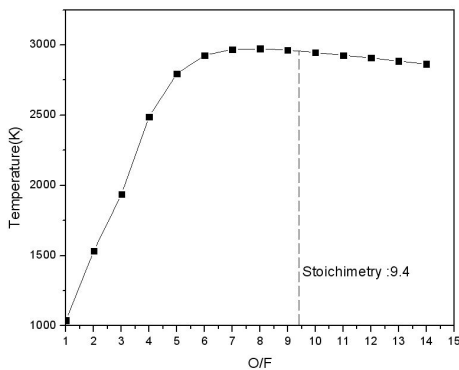


Fig. 6 Flame Temperature with O/F Ratio

포트직경 변화에 대해 연소율 차이가 큰 경우에는 직경이 커짐에 따라 유속이 작아지더라도 동일 유속에서 후퇴율이 작게 나타나게 된다.

또한 고체연료 양 끝단면에서의 연소반응이 포트 직경에 따른 연소율 차이에 영향을 미쳤다고 판단된다. 연료 외경이 작은 GN₂O의 경우보다 연료 외경이 큰 LN₂O에서 연료 끝 단면에서의 연소반응의 영향이 크게 나타났고, 연료 포트가 커질수록 끝단면적이 감소해 동일 산화제 유량에서 연료의 연소율이 낮아진 것으로 판단된다.

3. 결 론

본 연구에서는 LN₂O와 HDPE를 이용한 하이브리드 로켓의 연소 특성에 대하여 연구하였다. 인젝터에서의 LN₂O의 불완전한 기화 때문에, GN₂O를 추진제로 적용한 경우보다 연소효율이 낮게 나타났다. 산화제로 LN₂O를 사용한 경우에는 GN₂O를 사용한 경우와 같이 고체연료 초기 포트 직경에 따른 후퇴율의 차이가 나타났으며, 이는 O/F비에 대한 화염온도 변화때문으로 판단된다. 또한 연료 끝 단면에서의 연소반응이 포트 직경에 따른 연료 연소량 차이에 영향을 줄 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. 이정표, "Single-port Hybrid Rocket Motor의 물질전달 수를 고려한 고체연료 연소율에 관한 연구", 항공대학교 석사학위 논문, 2007
2. Brian Evans, Nicholas A Favorito, and Kenneth K. Kuo., "Study of Solid Fuel Burning-Rate Enhancement Behavior in an X-ray Translucent Hybrid Rocket Motor", 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2005-3909