

[特輯] 研究論文

## PE/N<sub>2</sub>O 하이브리드 로켓에서의 산화제 상 변화에 따른 연소특성 연구

이정표\* · 김기훈\*\* · 김수중\* · 김학철\*\* · 문희장\* · 성홍계\*\*\* · 김진곤\*†

### A Study on Combustion Characteristic with the Variation of Oxidizer phase in Hybrid Rocket Motor using PE/N<sub>2</sub>O

Jungpyo Lee\* · Gihun Kim\*\* · Soojong Kim\* · Hakchul Kim\*\* ·  
Heejang Moon\* · Honggye Sung\*\*\* · Jinkon Kim\*†

#### ABSTRACT

The purpose of this paper is to study combustion characteristics with the different phase of oxidizer in hybrid rocket combustion. HDPE(High Density Polyethylene) as fuel and GN<sub>2</sub>O(Gas N<sub>2</sub>O), LN<sub>2</sub>O(Liquid N<sub>2</sub>O) as oxidizer were used to perform the experiments. An investigation was performed for a change of the regression rate, pressure of combustion chamber and combustion efficiency according to the variation of oxidizer phase. In case of using LN<sub>2</sub>O as oxidizer, the regression rate is not significantly different from using GN<sub>2</sub>O as oxidizer. It is considered that combustion energy is much larger than latent heat energy which was used in the evaporation of liquid oxidizer. However propulsion performance efficiency for LN<sub>2</sub>O showed lower value than for GN<sub>2</sub>O. By increasing the flow rate of liquid oxidizer, heat transfer needed for vaporization of liquid oxidizer was increased, which resulted in the growth of combustion instability.

#### 초 록

본 연구에서는 하이브리드 추진 연소에서 산화제의 상(Phase)에 따른 연소특성 변화를 연구하였다. 산화제는 GN<sub>2</sub>O와 LN<sub>2</sub>O를 사용하고 고체연료는 HDPE(High Density PolyEthlene)를 적용하여 연소실험을 수행하였고, 상에 따른 고체연료의 후퇴율과 압력선도, 연소효율의 변화 등을 조사하였다. LN<sub>2</sub>O를 적용할 경우 액체 산화제의 기화에 필요한 잠열이 화염에서 발생하는 연소에너지에 비해 무시할 정도로 작아 GN<sub>2</sub>O를 산화제로 사용했을 때의 고체연료 후퇴율과는 큰 차이가 없었지만, 추진 성능효율이 낮아짐을 확인하였고, 액체 산화제의 유량이 증가할수록 산화제의 기화에 필요한 열전달 증가로 인해 연소 불안정성이 커짐을 확인하였다.

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), LN<sub>2</sub>O(액체 아산화질소), GN<sub>2</sub>O(기체 아산화질소), Regression Rate(후퇴율), Latent Heat(잠열), c\*(특성 속도)

접수일 2010. 3. 11, 수정완료일 2010. 4. 7, 게재확정일 2010. 4. 13

\* 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

\*\* 학생회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

\*\*\* 종신회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

† 교신저자, E-mail: jkkin@kau.ac.kr

Nomenclature

A	Area (m <sup>2</sup> )
c*	Characteristic velocity (m/s)
D	Fuel port diameter (mm)
L	Fuel length (mm)
G <sub>o,avg</sub>	Average oxidizer massflux (kg/m <sup>2</sup> -s)
$\dot{m}$	Mass flow rate (kg/s)
P	Pressure (pascal)
$\dot{r}$	Regression rate (mm/s)

Subscripts

c	Chamber
i	Initial
o	Outer
p	Propellant
t	Nozzle Throat

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 연료와 산화제가 분리되어 있어 다른 화학로켓에 비하여 상대적으로 안전하고, 추진제의 취급 및 저장이 용이해 경제성이 우수한 장점이 있다. 그러나 고체연료의 후퇴율이 느리다는 단점이 있어 이를 보완하고자 스웰 인젝터 사용, Multi-port 형상 및 파라핀계 연료의 적용 등 고체연료의 후퇴율을 증대시키기 위한 연구가 많이 수행되고 있다.

하이브리드 로켓의 고체 연료로는 PE(Poly Ethylene), PMMA (Polymethyl Methacrylate), HTPB(Hydroxyl Terminated Poly Butadiene), Paraffin 등을 주로 적용하고, 산화제로는 산소(O<sub>2</sub>) 아산화질소(N<sub>2</sub>O), 과산화수소(H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>) 등이 주로 사용된다. 일반적으로 하이브리드 로켓의 기초 연구 목적으로 산화제를 취급이 용이한 기체 상태의 산소(GOX)와 아산화질소(GN<sub>2</sub>O) 등을

주로 사용하나, 실제 발사체에 적용할 경우에는 높은 충진율을 위해 밀도가 높은 액체 산소(LOX), 액체 아산화질소(LN<sub>2</sub>O) 등을 사용한다. 이중 LN<sub>2</sub>O는 상온에서 높은 증기압(58.5bar at 20℃)을 가져 추진 시스템에서 별도의 가압장치가 필요하지 않고, 끓는점이 -88.57℃로 상온에서 기체로 존재하며, 안정한 특성이 있어 중·소형 로켓의 산화제로 많이 적용되고 있다.

선행연구자들에 의한 지금까지의 하이브리드 로켓 추진 연소특성 연구는 대부분 기체 산화제를 이용하여 수행되었으며, 발사체에 직접적으로 적용되는 액체 산화제에 대한 연소특성 연구는 기체 산화제에 비해 미약한 실정이다. 액체 상의 N<sub>2</sub>O를 산화제로 사용할 경우 기체 상의 N<sub>2</sub>O와는 달리 산화제의 상변화에 필요한 열에너지를 화염에서 발생된 연소에너지에서 빼앗기 때문에, 산화제 상에 따라 연소특성이 다르게 나타날 것으로 예상된다. 본 연구에서는 산화제로 기체·액체 N<sub>2</sub>O를 이용하여 하이브리드 추진에서 내탄도 설계에 중요한 변수인 후퇴율, c\*(특성속도), 압력선도 등이 산화제 상에 따라 어떻게 달라지는지 알아보고 이의 원인을 분석하였다.

2. 본 론

2.1 실험장치 및 방법

본 연구에서 이용한 추진 실험장치는 크게 산화제 공급장치, 점화 장치, 데이터 획득 장치 및 연소기의 네 부분으로 구성되며, Fig. 1과 같다.

산화제인 N<sub>2</sub>O는 오리피스를 이용하여 유량을 조절 하였으며, GN<sub>2</sub>O 산화제 공급유량은 TFM(Turbine Flow Meter)을 이용하여 측정하였고, LN<sub>2</sub>O 산화제 공급유량은 실험 전·후의 산화제 탱크 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 이용하여 각 센서로부터 데이터를 획득 하였다. 연소기는 전방연소실, 후방연소실,

연료 그레이인, 노즐로 구성하였으며, 전방연소실과 후방연소실에 각각 압력 센서를 장착하였고 노즐은 구리로 제작하여 물냉각을 하였다.[1]

GN<sub>2</sub>O를 산화제로 적용할 경우에는 상용 아산화질소 실린더 탱크의 상단부에 기화된 아산화질소를 이용하였고, LN<sub>2</sub>O를 산화제로 적용할 경우에는 상용 아산화질소 실린더 탱크를 뒤집어 탱크 하단부의 액체를 이용하였다.

Single-port 연료 그레이인을 사용한 연소 특성 실험을 위해 Table 1과 같은 실험 조건으로 연소 실험을 수행하였다. 산화제 상에 따른 연소특성 변화 실험 조건에서 주목할 것은 고체연료의 외경 차이이다. GN<sub>2</sub>O를 산화제로 사용하는 경우 연료의 외경은 50 mm, LN<sub>2</sub>O를 산화제로 사용하는 경우 연료의 외경은 70 mm로 설계하였다. 이와같이 산화제 상에 따라 연료의 외경을 다르게 설정한 이유는 LN<sub>2</sub>O의 경우 고유량의 산화제가 유입됨에 따라 후퇴율이 클 것으로 예상되어 연료의 두께를 증가시켰기 때문이다. 또한 GN<sub>2</sub>O는 연소시간을 10초로 설정하였지만, LN<sub>2</sub>O는 배출 시간이 길어질 경우 기체와 액체에 섞여있는 이상(Two-phase)유체가 유입될 것으로 판단하여 연소시간을 5초로 설정하였다. 본 연구실에서 기연구된 결과를 보면 하이브리드 추진에서 연소시간에 따른 연소특성 변화는 작은 것으로 나타났다.[2]

Table 1. The Condition for Combustion Characteristics with Oxidizer Phase

Oxidizer		Liquid N <sub>2</sub> O	Gas N <sub>2</sub> O
Solid Fuel		HDPE	
Solid fuel density		951 kg/m <sup>3</sup>	
Oxidizer flowrate range		30-180 g/sec	15-50 g/sec
Burning time		5 sec	10 sec
Fuel Grain Configuration	Initial Port Diameter (D <sub>i</sub> )	10, 15, 20 mm	
	Grain Length (L <sub>i</sub> )	200 mm	
	Outer Diameter (D <sub>o</sub> )	70 mm	50 mm

2.2 실험결과

2.2.1 산화제 상에 따른 후퇴율

Figure 2는 산화제 상에 따른 후퇴율을 나타낸 결과로 동일 산화제 유속에서 산화제 상에 따른 후퇴율의 차이는 크지 않아 하나의 관계식으로 표현할 수 있으며, 대부분의 실험점은 실험식의 ± 10% 오차 이내에 분포함을 알 수 있다. 비록 상에 따라 후퇴율의 차이는 크게 발생하지 않으나, 두 가지 상으로 실험한 데이터가 함께 분포하는 100 ~ 250 kg/m<sup>2</sup>-sec의 산화제 유속 범위의 결과를 비교하여 보면, 동일 산화제 유속에서의

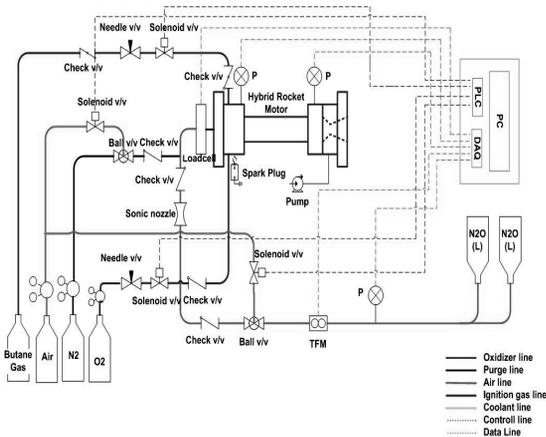


Fig. 1 Schematic of the Hybrid Experimental System

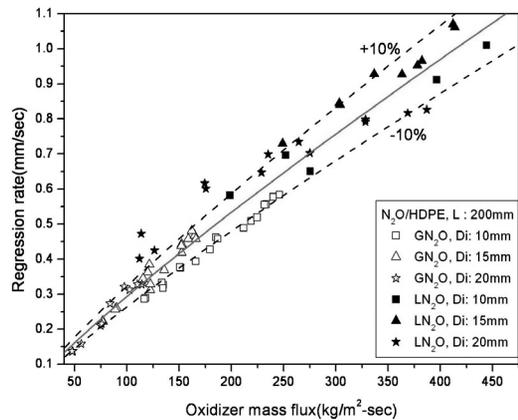


Fig. 2 Comparison of overall regression rate with oxidizer phase

LN<sub>2</sub>O를 사용한 후퇴율이 GN<sub>2</sub>O를 사용한 경우보다 다소 높게 나타났다. 본 실험에서의 산화제 상에 따른 고체연료 후퇴율 차이의 원인은 화염에 노출되는 연료 그레이의 접수 면적이 다른에 따른 End-burning 효과와 O/F 비에 따른 화염 온도 차이에 기인하는 것으로 판단된다.

이 중 O/F 비에 따른 화염온도의 영향은 기액상 산화제의 실험 데이터가 모두 존재하는 100~250 kg/m<sup>2</sup>-sec의 실험 결과의 O/F 비가 서로 유사하게 나타나, 후퇴율 차이에 큰 영향을 미치지 않았다고 판단된다. 이에 대한 설명은 추후 O/F 비의 분포도와 함께 자세히 다룰 것이다.

End-burning 효과란, Fig. 3과 같이 연소 동안 화염에 노출된 연료의 양 끝 단면에서 연소되는 것을 의미하며, 연료 외경이 커질수록 연소 표면적이 증가하여 그 효과가 증가한다. LN<sub>2</sub>O를 산화제로 사용한 실험에서의 외경 70 mm의 연료와 GN<sub>2</sub>O를 사용한 실험에서의 외경 50 mm의 연료 각각에 대한 화염에 노출되는 총 접수 면적을 비교하면, 외경 70 mm인 연료가 외경 50 mm인 연료에 비해 15% ~ 24% 까지 접수 면적이 증가하였다. 여기서 접수 면적은 연료 양 끝 단면적과 포트 내부 면적을 합한 연소 전 화염에 노출되는 총면적이다. 따라서 70 mm 외경의 연료를 사용한 LN<sub>2</sub>O를 산화제로 사용한 실험에서의 End-burning 효과가 GN<sub>2</sub>O를 사용한 실험에서 보다 크게 나타나게 되며 연소 전·후 연료의 무게 차이를 부피 변화로 계산하여 구하



Fig. 3 End-burning effect

는 일반적인 후퇴율 계산법에 반영됨으로써 산화제 상에 따른 후퇴율의 차이가 발생한 것으로 판단된다.

그러나 전술하였던 바와 같이 산화제 상에 따른 후퇴율 차이는 크지 않아 N<sub>2</sub>O/HDPE single port의 후퇴율 관계식은 산화제 상에 상관없이 Eq. 1과 같은 하나의 식으로 표현할 수 있다.[3]

$$\dot{r} = 0.0056 G_{O,A_{avg}}^{0.86} \quad R^2 = 0.95 \quad (1)$$

LN<sub>2</sub>O의 잠열에너지는 약 220 kJ/kg인 반면 PE/N<sub>2</sub>O 화염에서의 연소에너지는 본 실험조건에서 약 10000 kJ/kg으로 연소에너지 중 잠열로 이용되는 에너지는 무시할 정도로 작고, 화염에서 생성되는 연소에너지는 대부분 연료를 기화시키는데 사용되기 때문에, 산화제 상에 따른 후퇴율 차이는 크지 않은 것으로 사료된다.[4] 그러나 액체 N<sub>2</sub>O를 산화제로 적용한 경우 연소에너지가 잠열로 손실되기 때문에 산화제 상에 따라 추진 효율은 달라질 것으로 예상된다.[5]

### 2.2.2 산화제 상에 따른 O/F 비

N<sub>2</sub>O 산화제와 PE 연료를 연소하였을 때 산화제 상에 따른 O/F 비를 비교하기 위해 산화제 유량에 대한 O/F 비를 Fig. 4에 나타내었다. Fig. 4에서 산화제 상에 따른 O/F 비를 비교하

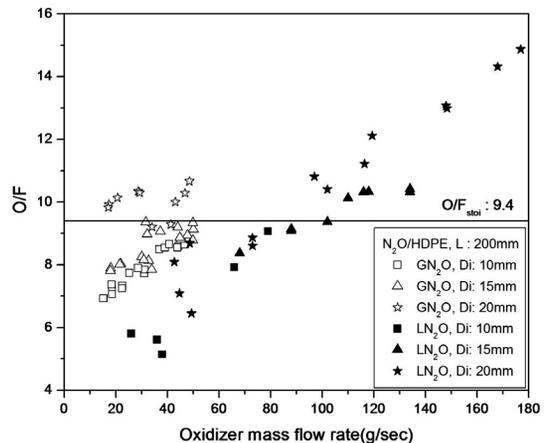


Fig. 4 Comparison of O/F ratio with port diameter

면 산화제로  $\text{GN}_2\text{O}$ 를 사용한 경우 비교적 좁은 O/F 비 분포를 보이지만,  $\text{LN}_2\text{O}$ 를 산화제로 사용한 경우에는 넓은 범위의 O/F 비가 나타나는 것을 알 수 있고, 이는 액체상으로 공급하는  $\text{LN}_2\text{O}$ 의 산화제 유량 범위가 더 넓기 때문이다.  $\text{LN}_2\text{O}$  산화제를 사용하였을 때의 O/F 비가  $\text{GN}_2\text{O}$ 를 사용하였을 경우보다 동일 산화제 유량에서 더 낮게 나타나는데 이러한 결과는 앞서 설명한 바와 같이 고체 연료의 끝 단면에서 추가적인 연소가 발생하는 End-burning 효과에 의한 것으로 판단된다. 또한 산화제 상에 관계없이 산화제 유량이 증가할수록 O/F 비는 증가하는 경향을 보임을 알 수 있다.

Figure 5은 CEA(Chemical Equilibrium with Application) code를 이용하여  $\text{N}_2\text{O}$  산화제와 PE를 연소하였을 때의 O/F 비에 따른 화염온도를 나타낸 그래프이다.[6] CEA에서의 압력 조건은  $\text{LN}_2\text{O}$ 는 20 bar,  $\text{GN}_2\text{O}$ 는 10 bar로 설정하였고, 이는 실험 데이터의 평균압력과 큰 차이가 없다. 하지만 Fig. 5에서 보는 바와 같이 압력 및 산화제의 잠열로 인한 화염온도의 영향은 작음을 알 수 있다.

Figure 2의 산화제 상에 따른 후퇴율 비교에서 공통적으로 존재하는 실험 결과의 산화제 유속 범위인  $100 \sim 250 \text{ kg/m}^2\text{-sec}$ 에서의 O/F 비는  $6 \sim 9.5$ 로 대부분  $\text{GN}_2\text{O}$ 의 실험범위와 일치하므로 화염온도에 따른 연료 연소량의 영향은 크지 않다고 판단된다. 따라서  $\text{LN}_2\text{O}$ 를 산화제로 적용한 경우가  $\text{GN}_2\text{O}$ 보다 동일 산화제 유속에서 연료의 연소량이 증가한 원인은 연소실 내부에서의 화염온도의 차이이기 보다는 연료의 형상 차이로 인한 것으로 판단된다.

로켓 추진연소 내탄도 설계에서 정확하게 성능을 예측하기 위해서는 O/F 비를 정확히 아는 것이 중요하다.[5] 하이브리드 추진에서 추진제의 종류, 연료 포트 직경 및 길이 등의 변수가 연소특성에 미치는 영향은 많은 연구가 진행되어 왔으나, 연료 끝단면에서의 End-burning 효과에 대한 연구는 아직까지 미비하다.

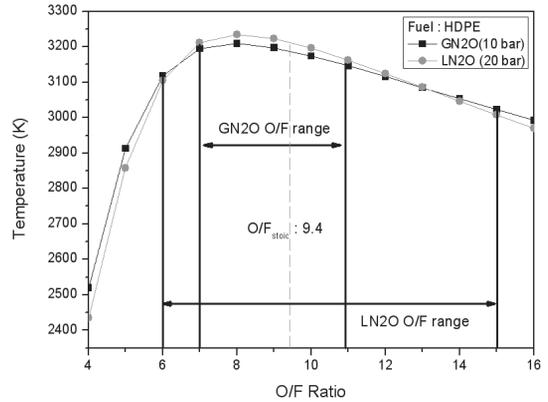


Fig. 5 Flame Temperature with O/F Ratio

End-burning 연소 또한 하이브리드 로켓 설계 중요 변수인 O/F 비에 많은 영향을 끼치기 때문에 포트 내부에서의 연소특성 뿐만 아니라 연료 끝단면에서의 연소특성도 정확한 성능 예측을 위해서 고려되어야 하겠다.

### 2.2.3 산화제 상에 따른 연소실 압력

Figure 6은  $\text{N}_2\text{O}$  산화제의 기체와 액체 상에서의 시간에 따른 압력 선도를 각각 나타내고 있다.  $\text{LN}_2\text{O}$ 는 연소시간이 길어질 경우 기체와 액체가 혼합되어 배출되어 상에 따른 연소특성을 비교하기 어려워, 본 연구에서는  $\text{LN}_2\text{O}$ 를 산화제로 사용할 경우 연소시간을 5초로 설정하였고,

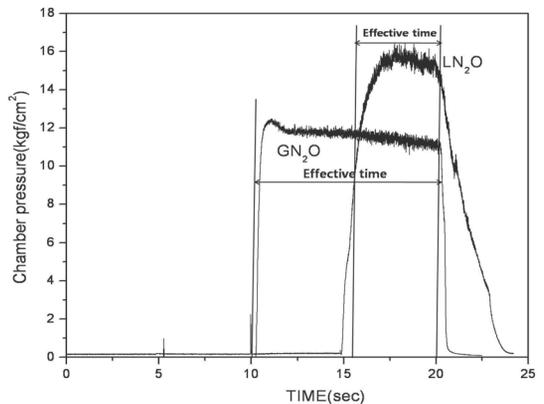


Fig. 6 Time trace of chamber pressure

GN<sub>2</sub>O를 산화제로 적용한 실험에서는 연소시간을 10초로 설정하였다. Fig. 6에서 볼 수 있듯이 GN<sub>2</sub>O를 산화제로 사용한 경우에는 연소실 압력이 형성(build-up)되기까지 시간이 짧은 반면에, LN<sub>2</sub>O를 산화제로 사용한 경우에는 연소실 압력의 build-up에 걸리는 시간은 상대적으로 길게 나타나며 압력 상승이 완만하게 일어나는 것을 알 수 있다. 이는 GN<sub>2</sub>O는 압축성으로 초킹 오리피스를 통해 유량을 제어하기 때문에 초킹 오리피스 하류의 압력에 상관없이 일정한 유량이 흐르는 반면, LN<sub>2</sub>O는 비압축성으로 산화제 공급 압력과 하류 압력의 차이로 인해 유량이 조절되기 때문이다. 따라서 초킹되어 연소하는 동안 일정한 유량이 흐르는 GN<sub>2</sub>O와는 달리, LN<sub>2</sub>O는 연소 초기 산화제량의 유입으로 압력이 급격히 증가하지만 산화제 공급 탱크와 하류에서의 압력 차이가 줄어들어 따라 산화제 유량이 감소하여 연소실 압력 상승이 완만하게 나타난다. 또한 산화제 차단 후에도 GN<sub>2</sub>O는 급격히 연소실 압력이 낮아지는 반면, LN<sub>2</sub>O는 압력 감소가 GN<sub>2</sub>O에 비해 천천히 떨어짐을 확인 할 수 있다. 이는 배관 내 남아있는 산화제가 연소실로 유입되기 때문으로, 밀도가 높은 액상일 경우가 기상보다 압력 감소가 천천히 나타나는 것으로 판단된다.

Figure 7은 연소 시간 동안의 연소실 평균 압력을 산화제 상에 따라 나타낸 그림이다. 산화제 상에 관계없이 추진제 유량이 증가할수록 연소실 압력은 증가하는 경향이 나타나지만, LN<sub>2</sub>O를 사용한 경우가 GN<sub>2</sub>O를 사용한 경우에 비해 추진제 질량 유량에 대한 압력의 기울기가 다소 낮게 나타났다. 이는 LN<sub>2</sub>O를 산화제로 적용했을 경우 액체 상태의 N<sub>2</sub>O를 기화시키는데 잠열이 추가적으로 요구되고, 산화제가 고유량일수록 기화에 필요한 열에너지가 증가하기 때문에 Fig. 7에서와 같이 N<sub>2</sub>O 상에 따라 추진제 질량 유량에 대한 연소실 압력의 기울기에 차이가 발생한 것으로 판단된다.

2.2.4 산화제 상에 따른 특성 속도(C\*)

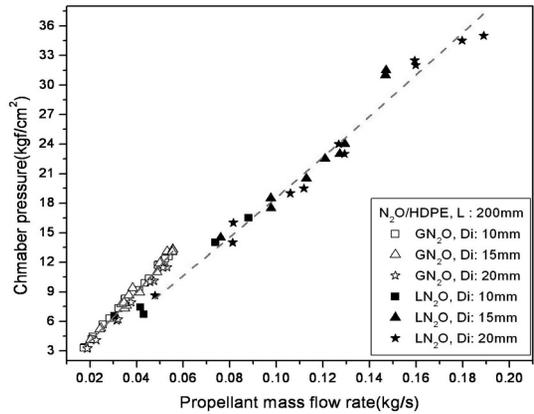


Fig. 7 Comparison of chamber pressure with oxidizer phase

Figure 8은 산화제 상에 따라 O/F 비에 대한 특성 속도를 나타낸 것이다. 특성 속도는 노즐 팽창부의 형상과 무관하며 연소실 내 추진제의 연소특성을 나타내는 것으로, 로켓 추진체의 효율을 비교할 수 있는 변수이고, 특성 속도를 구하는 식은 Eq. 2를 이용하였다.[5] 이론 특성 속도( $C_{theo}^*$ )는 CEA(Chemical Equilibrium with Application) code를 이용하여 구하였고, Fig. 8에서 점선으로 표현하였다.[6]

$$C_{exp}^* = \frac{P_c \cdot A_t}{m_p} \tag{2}$$

Figure 8에서처럼 GN<sub>2</sub>O 산화제를 사용한 경우에 이론 특성속도( $C_{theo}^*$ ) 대비 실험 특성 속도( $C_{exp}^*$ )의 비로 나타내는 특성 속도 효율( $C_{exp}^*/C_{theo}^*$ )은 이론 O/F 비 보다 다소 농후한 O/F 비에서 최대 특성 속도와 특성 속도 효율이 나타났으며 97%에 가까운 효율을 보였다. 그러나 산화제로 LN<sub>2</sub>O를 사용한 경우는 GN<sub>2</sub>O를 사용하였을 때 보다 동일 O/F 비에서 특성 속도가 낮게 나타났다. 본 연구에 사용된 인젝터는 미립화를 고려하지 않는 기체 산화제용 샤워 헤드 형태로 각각의 홀 직경이 2 mm인 인젝터를

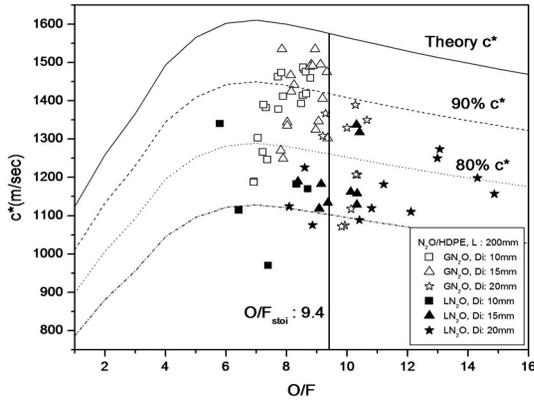


Fig. 8 Comparison of Characteristic velocity with oxidizer phase

사용하였다. 인젝터를 통해 유입되는 액체  $N_2O$  는 완전히 기화되지 못하고 기체와 액체가 혼합된 형태로 연소기로 주입되기 때문에 액체  $N_2O$  를 기화하는데 열에너지가 필요하다. 따라서 액체  $N_2O$  를 산화제로 사용할 경우에는 화염에서 발생하는 연소에너지에서 잠열로 인한 열손실이 생기게 되어 연소효율이 낮아지고, 기체  $N_2O$  에 비해 동일 O/F 비에서 특성 속도가 낮게 나타난 것으로 판단된다.

Figure 9는 시간에 대한 압력 선도를 이용하여 Fast Fourier Transform(FFT)을 수행한 것으로,

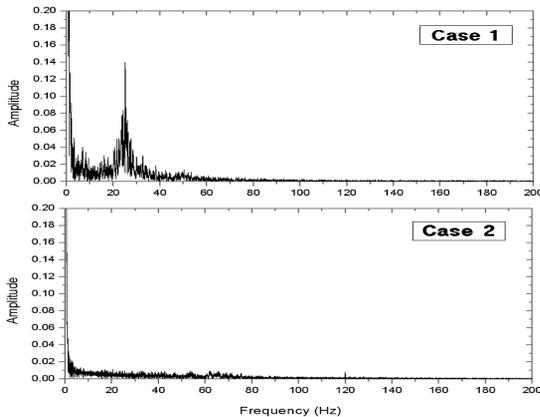


Fig. 9 Chamber pressure FFT analysis (Case 1 :  $LN_2O$  Massflow high level, Case 2 :  $LN_2O$  Massflow low level)

Case. 1과 2는 각각 동일 추진 시스템에서  $LN_2O$  의 유량이 고유량, 저유량일 경우의 해석결과이다. 산화제 고유량인 조건의 Case. 1에서는 20 ~ 40 Hz 사이의 주파수에서 연소 불안정성 요인이 나타나는 반면, 저유량인 Case. 2에서는 연소 불안정성 요인의 주파수 영역이 발견되지 않았다. 산화제가 고유량으로 유입되는 경우 저유량일 경우와는 다르게 연소 불안정성이 나타남을 알 수 있으며, 이의 요인은  $LN_2O$  유량이 증가 할수록 총유량 중 액체의 비율이 증가하게 되어 필요 기화열량이 증가하였기 때문인 것으로 판단된다.

### 3. 결 론

본 연구에서는 하이브리드 추진연소에서 산화제의 상(Phase)에 따른 연소특성 변화에 대해 연구를 수행하였다. 산화제는  $GN_2O$ 와  $LN_2O$ 를 사용하고 고체연료는 HDPE(High Density-PolyEthylene)를 적용하여 연소실험을 수행하였고, 실험결과를 비교·분석 하였다.

$LN_2O$ 의 잠열에너지는 PE/ $N_2O$  화염에서의 연소에너지에 비해 무시할 정도로 작고, 화염에서 생성되는 연소에너지는 대부분 연료를 기화시키는데 사용되기 때문에 상에 따른 후퇴율 차이는 크지 않게 나타났고,  $N_2O/HDPE$  single port의 산화제 유속에 대한 후퇴율 관계식은 산화제 상에 상관없이 하나의 식으로 표현할 수 있었다.

$LN_2O$ 를 산화제로 사용할 경우에는 화염에서 발생하는 연소에너지에서 잠열로 인한 열손실이 생기게 되어  $GN_2O$ 에 비해 연소효율이 낮아짐을 확인했고,  $LN_2O$  유량이 증가 할수록 총유량 중 액체의 비율이 증가하게 되어 필요 기화열량이 증가하기 때문에  $LN_2O$  산화제가 고유량으로 유입되는 경우 저유량일 경우와는 다르게 연소 불안정성이 나타났다.

하이브리드 발사체에 직접적으로 사용되는 액상 산화제는 기상 산화제와는 다른 연소특성을 보임을 본 연구를 통해 알게 되었고, 정확한 로

켓 추진성능 해석을 위해서 연료 끝단면에서의 연소반응을 고려해야 함을 확인했다. 또한 LN<sub>2</sub>O 산화제의 연소효율을 증대시키기 위하여 연소기로 유입되는 LN<sub>2</sub>O의 기화특성 및 연소불안정성 제거에 대한 연구가 추가적으로 수행되어야 하겠다.

#### 후 기

"이 논문은 2007년도 정부(과학기술부)의 재원으로 한국과학재단의 국가지정연구실사업으로 수행된 연구입(No. R0A-2007-000-10034-0(2007))."

#### 참 고 문 헌

1. 김기훈, "원통형 멀티 포트 그레이인을 적용한

PE/N<sub>2</sub>O 하이브리드 로켓의 연소 특성 연구", 한국항공대학교 석사학위 논문, 2010

2. 조성봉, "Single-Port Hybrid Rocket Motor의 산화제 종류에 따른 연소 특성에 관한 연구", 한국항공대학교 석사학위 논문, 2008
3. Humble, R. W., "Space Propulsion Analysis and Design", McGrawHill, 1995
4. NIST Chemistry WebBook, "<http://webbook.nist.gov/chemistry/>"
5. Sutton, P. G., and Biblarz, O., "Rocket Propulsion Elements," John Wiley & Sons, Inc., Seventh Ed., 2000
6. Gordon, S., and McBride, B.J. 1976. "Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions, rocket performance, incident and reflected shocks, and Chapman-Jouguet detonations", NASA SP-273, Interim Revision, March