

# 과산화수소 촉매 분해를 이용한 파라핀 및 PE 하이브리드 로켓의 자연 점화 특성

안성용\* · 진정근\*\* · 정은상\* · 권세진\*\*\*

## Auto-ignition Characteristics of Paraffin and PE Hybrid Rocket with H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> Catalytic Decomposition

Sungyong An\* · Jungkun Jin\*\* · Eunsang Jung\* · Sejin Kwon\*\*\*

### ABSTRACT

The auto-ignition tests of hybrid rockets with the concentrated hydrogen peroxide as an oxidizer were presented. Auto-ignition was successfully demonstrated by injecting decomposed gases from H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> into paraffin or polyethylene fuels. In addition, restart and instant ignition were realized with this rocket. For stable combustion, a higher L\* value was required for the paraffin combustion compared with PE. On the other hand, much faster response time was demonstrated in case of a paraffin, which was 13 and 30 ms at ignition delay and rise time respectively.

### 초 록

고농도 과산화수소를 산화제로 이용하는 하이브리드 로켓의 자연 점화 연구를 수행하였다. 별도의 점화기 없이 촉매 반응을 통한 과산화수소 분해가스를 파라핀 및 폴리에틸렌에 분사함으로써 점화를 하였고 연속적인 재점화 및 즉각적인 점화 특성을 확인하였다. 안정적인 연소를 위해 파라핀은 PE에 비해 높은 연소실 특성길이가 요구된 반면, 펄스 응답특성은 점화 지연 13 ms, 상승시간 30 ms 로서 폴리에틸렌의 응답성에 비해 두 배 가량 빠른 특성을 보였다.

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Hydrogen Peroxide(과산화수소), Catalyst(촉매), Ignition(점화), Paraffin(파라핀), Polyethylene(폴리에틸렌)

### 1. 서 론

#### 1.1 하이브리드 로켓의 점화

고체 연료에 액체 산화제를 분사하여 점화/연소를 시켜 추력을 얻는 원리로 작동되는 하이브리드 로켓은 단일추진제 시스템과 같이 간결한 구조를 이용하면서 이원추진제 시스템과 유사한 높은 비추력(I<sub>sp</sub>)을 발생시키는 장점으로 국내에

† 2009년 7월 27일 접수 ~ 2009년 10월 2일 심사완료

\* 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

\*\* 정회원, 한국과학기술원 기계기술연구소

\*\*\* 종신회원, 한국과학기술원 항공우주공학과  
연락처, E-mail: trumpet@kaist.ac.kr

서도 많은 연구가 구체적으로 진행되어왔다. 이러한 하이브리드 로켓은 점화를 위한 별도의 점화기를 필요로 하는데 부탄-산소 혼합 가스와 스파크 플러그를 이용하여 점화시키는 이원추진제 점화[1], 니크롬선을 이용한 고체추진제 점화[2] 및 토치를 이용하여 점화 방식이 일반적으로 적용되어 왔다. 이러한 점화방식은 안정적으로 사용되고 있으나 방식에 따라 재점화가 용이하지 않거나, 일정한 점화 절차가 요구되어 즉각적인 점화가 쉽지 않다는 단점이 있다. 따라서 연속작동 모드로는 하이브리드 로켓을 사용할 수 있지만 펄스 작동과 같이 여러 차례 빠른 점화가 요구되는 상황에서는 활용이 어려워 주로 비행체의 자세제어 목적 보다는 sustain 용도로 적합한 것으로 인식되었다.

## 1.2 촉매 점화의 장점

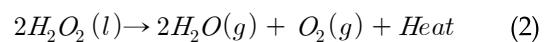
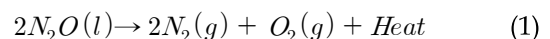
상기 언급한 한계점을 개선하기 위한 방법으로 촉매 점화방식을 들 수 있다. 이는 산화제가 촉매대를 거쳐 공급되며 이 과정에서 분해되어 생성된 고온의 산소 혼합 가스를 고체 연료에 분사하는 방식이다. 이때 공급된 고온의 산화제 가스가 연료의 자연점화(auto-ignition)를 유도하며 다음의 장점을 지닌다.

산화제의 단일분해 온도가 연료의 점화온도보다 높으면 별도의 점화장치 없이 산화제 공급만으로 점화/연소가 일어나므로 시스템이 간결해진다. 점화기 없이 연소를 유발하므로 재점화가 가능하며, 산화제 공급과 동시에 점화가 일어나므로 원하는 시점에 빠른 점화를 시킬 수 있다. 또한, 산화제가 고온 상태로 주입되므로 로켓 연소기에서의 연소 불안정성 가능성이 줄어든다는 장점이 있다.

## 1.3 아산화질소와 과산화수소의 비교

이런 촉매 반응에 사용할 수 있는 단일추진제로서 산화제의 역할을 할 수 있는 추진제는 아산화질소( $N_2O$ )와 과산화수소( $H_2O_2$ )가 대표적이다. 두 추진제 모두 촉매 반응을 통해 식 (1) 및 (2)와 같이 분해되는데, 두 반응 모두 발열반응

으로 고온의 산소가 생성된다. 생성물의 단일분해온도는  $N_2O$ 가 1573 K로서  $H_2O_2$ 의 1218 K (98 wt%) 및 1022 K (90 wt%) 보다 높아 연료 점화에 유리하며 기화된 가스로 자체 가압(self-pressurized) 되므로 별도의 가압 가스탱크가 요구되지 않는다는 장점이 있다[3]. 그러나  $N_2O$ 는 정상적인 촉매 반응의 개시를 위해 촉매 종류에 따라 차이가 있으나 일반적으로 수 백 °C 정도 예열을 시켜줘야 한다는 단점이 있어[3] 빠른 점화를 유도하는데 어려움이 있다. 뿐만 아니라 기화되는 특성으로 고유량의  $N_2O$  공급을 위해서는 별도의 열관리가 요구된다. 이에 비해  $H_2O_2$ 는 촉매대를 예열하지 않고 냉시동(cold start)이 가능하며[4] 저장성 액체 추진제이므로 고유량 공급에 아무런 문제가 없다는 장점이 있다. 특히, 촉매를 이용한 과산화수소의 분해 반응은 과거 과산화수소 단일추진제 추력기, 터보펌프 구동용 가스발생기 등에서 이미 사용되면서 검증된 이력이 있어[5] 하이브리드 로켓에의 적용 가능성 또한 높다.



## 1.4 연구목표 및 내용

본 연구에서는 과산화수소를 산화제로 이용하는 하이브리드 로켓의 기초 연구로서 점화 가능성을 살펴보았다. 산화제로 90 wt% 과산화수소를 사용하였고 후퇴율(regression rate)을 제외한 항목에서 유사한 추진 특성(비추력, 특성속도, 단일화염온도)을 나타내는 파라핀과 폴리에틸렌(PE)을 연료로 사용하였다(Table 1 및 Fig. 1).

이를 위해 촉매 반응기를 포함한 하이브리드 로켓을 설계하여 우선적으로 자연 점화 특성을 살펴보았다. 점화에 성공한 후, 연소 및 재점화 특성을 고찰하였고 마지막으로 하이브리드 작동 모드(combustion mode)와 단일추진제 작동 모드(reaction mode)에서의 펄스 응답속도와 비교함으로써 과산화수소를 활용한 하이브리드 로켓의 기본적인 특성을 연구하고자 하였다.

Table 1. Comparison of paraffin and PE

Characteristic	Paraffin	PE
Melting point	61 °C	130 °C
Flash / Ignition point	199/245 °C	343/550 °C
Density	0.9 g/cc	0.941 g/cc
Specific impulse*	266 s	266 s
Adiabatic flame temperature*	2772 K	2778 K
Relative regression rate[6]	3 ~ 4	1

\* O/F ratio=8, equilibrium, standard condition

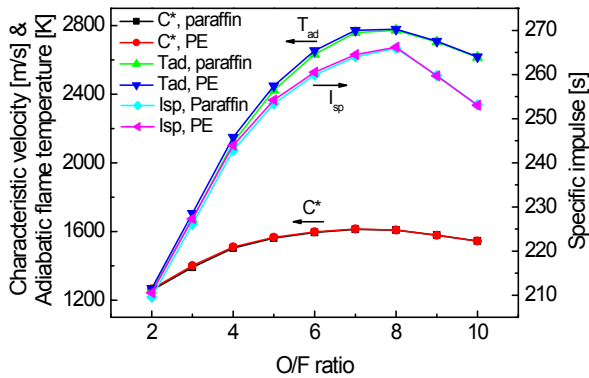


Fig. 1 Propulsion characteristics of two fuels (Equilibrium state, standard condition)



Fig. 2 Alumina and MnO<sub>2</sub>/Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>

## 2. 하이브리드 로켓 설계 및 제작

### 2.1 촉매

과산화수소 분해용 촉매로 비용과 반응성 두

가지 면에서 우수한 MnO<sub>2</sub>/Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>를 선정하였다. 반응물의 확산저항(diffusion resistance)을 최소화하고 촉매대의 effectiveness factor를 증가시켜 촉매대를 효율적으로 사용하기 위해[7] 촉매 그레인 직경을 1 mm 내외로 결정하였다. 촉매 담지는 활성물질을 포함하고 있는 전구체를 이용하는 단순 침적법을 이용하였다. 지지체 전처리, 전구체 흡수, 건조 및 하소 후 과산화수소의 분해 반응에 불필요한 전구체의 양(+)이온을 제거하였다[8]. 최종적으로 추가 하소를 통해 약 30 wt% 활성물질이 담지 된 MnO<sub>2</sub>/Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>를 완성하였다(Fig. 2).

### 2.2 촉매 반응기 설계

과산화수소를 분해시켜 고온 산화제를 연소기로 공급하는 촉매 반응기를 Table 2의 파라미터에 따라 설계하였다. 단일추진제 추력기 모드로 작동될 때 50 N을 발생시키는 반응기를 고려하였다. 산화제 공급압력 20 bar일 때, 35 g/s의 유량을 공급하도록 shower head 형태 인젝터를 설계하였다. 선정된 촉매의 반응성을 고려하여 촉매 반응기 설계 절차에 따라[9] 설계점에서 촉매 단위 부피당 산화제 허용 유량을 고려하여 반응기 부피를 14.1 cm<sup>3</sup>로 하였고 촉매대 압력 강하를 고려하여 반응기 내부 L/D를 선정하였다. 설계한 반응기의 space time 및 L\* 값은 0.5 s 및 0.69 m이다.

Table 2. Reactor design parameters

No	Parameters	Values
1	Oxidizer	90 wt%
2	Injector type	Shower head
3	Feed pressure	20 bar
4	Flowrate of H <sub>2</sub> O <sub>2</sub>	35 g/s
5	Reactor volume	14.1 cm <sup>3</sup>
6	geometry [mm]	33(d) x 16.5(l)
7	Space time	0.5 s
8	Characteristic length	0.69 m
9	Catalyst	MnO <sub>2</sub> /Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>

2.3 연소기 및 노즐 설계

반응기를 포함하는 하이브리드 로켓 설계 형상은 Fig. 3과 같다. 연소기의 내경은 연료를 삽입하지 않았을 경우 촉매 반응기 내경과 동일하다. 외경 33 mm, 길이 50 mm, 내경 10 mm 단일 포트를 가지는 연료(Fig. 4)를 장착할 수 있도록 연소기를 설계하였고, 반복 실험의 편리성을 위해 연료 케이싱을 연소기에 삽입할 수 있도록 하였다. 노즐은 연소챔버 압력이 약 15 bar 인 경우 최적 팽창이 되도록 면적비( $A_e/A_t$ )를 결정하였고 단일추진제 모드에서 설계 압력이 되도록 노즐 목 직경을 5.1 mm로 결정하였다. Fig. 3에서 제시한 온도는 90 wt% 농도의 과산화수소를 산화제로 사용하고 PE를 연료로 할 때, 이상적인 값을 CEA를 통해 계산한 결과이다.

연소실에서 특성길이( $L^*$ )는 Eq. 1과 같이 정의되는데 안정적인 연소를 위해 필요한 연소실 부피를 의미한다. 즉, 특성길이는 반응물의 체류시간과 직접적인 관계가 있고(Eq. 2) 일정 이상을 확보해 주어야 하는데 이원추진제 로켓의 경우는 연료에 따른 일반적인 특성길이의 설계 범위 알려져 있다. 반면, 과산화수소를 이용한 하이브리드 점화 및 연소 연구는 다양하게 이루어지지 않아 연소 특성과 같은 데이터를 구체적으로 접할 수 없었고 안정적인 연소에 필요한 최적 특성길이를 설계과정에서 결정하는 것이 용이하지 않았다. 따라서 Fig. 3의 설계를 기본으로 하고 (Case 1) 기본 형상에 길이 10 cm를 가지는 혼합 챔버를 연소기에 추가하여(Case 2) 두 조건에서 점화 특성을 살펴보고자 하였다. 혼합 챔버를 추가함에 따라 특성길이는 0.75 (연소 초기) ~ 2.29 m(연료 소진 시)에서 4.86 ~ 6.40 m로 증가되어 체류시간이 증가하는 효과가 생긴다(Table 3).

$$L^* = \frac{A_{chamber} \cdot l_{chamber}}{A_{throat}} = \frac{V_{chamber}}{A_{throat}} \quad (1)$$

$$\tau_{residence} = \frac{\rho_{chamber} V_{chamber}}{\dot{m}} = \frac{C^*}{RT_{propellant}} \times L^* \quad (2)$$

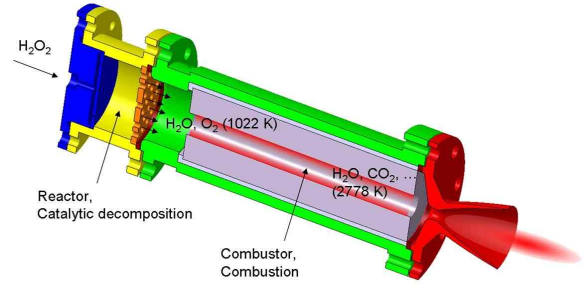


Fig. 3 Design of hybrid rocket with H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> reactor

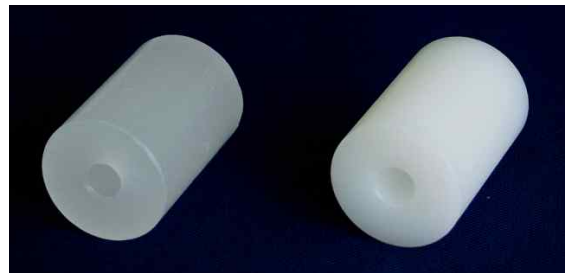


Fig. 4 Paraffin and PE solid fuels with one port

Table 3. Test cases according to a mixing chamber

Test case	Length		Characteristic length, L* (초기 ~ 최종)
	Fuel chamber	Mixing chamber	
Case 1	5 cm	-	0.75 ~ 2.29 m
Case 2	5 cm	10 cm	4.86 ~ 6.40 m

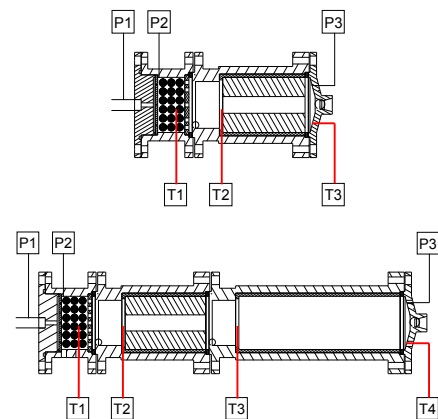


Fig. 5 Measurements at each test case

혼합 챔버에 따른 두 가지 연소기의 단면 형상과 각 연소기에서 측정된 압력 및 온도 센서의 위치를 Fig. 5에서 제시하였다. 위치에 따른 센서의 의미를 살펴보면, P1은 산화제 가압 압력(인젝터 상류), P2는 촉매대 상류 압력(인젝터 하류), P3는 연소 챔버 압력을 의미한다. T1은 분해된 산화제 가스 온도, T2는 연료 상류 온도, T3는 연료 하류(Case 1) 및 혼합챔버 상류 온도(Case 2)를 T4는 혼합챔버 하류 온도(Case 2)를 의미한다.

### 3. 과산화수소 분해가스를 이용한 점화 시험

#### 3.1 실험 조건 및 데이터 수신

제작한 하이브리드 로켓 점화 시험조건은 다음과 같다. 시험은 냉시동(cold start) 환경에서 시작하였고 추진제를 20 bar로 가압하였다. 점화 여부 및 연속 점화를 확인하는데 유리한 펄스 모드로 산화제를 공급하였으며 각 펄스 당 추진제 공급 시간은 1.0 s 이다. 연료가 모두 소진될 때까지 펄스 시험을 수행하면서 압력과 온도 데이터를 수신하였다. 데이터 측정 및 신호 컨디셔닝은 NI 사의 DAQ 카드 및 SCXI 모듈(10-kHz filter)을 사용하였으며, Labview 8.0을 이용하여 500 samples/s 속도로 데이터를 획득하였다. 출력 스탠드에 장착된 로켓 형상은 Fig. 6과 같다.

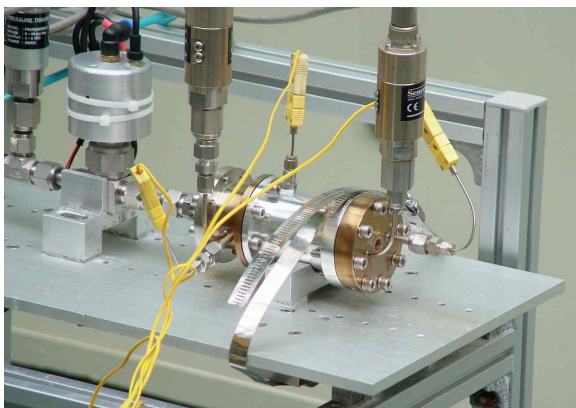


Fig. 6 Hybrid rocket on test stand (Case 1)

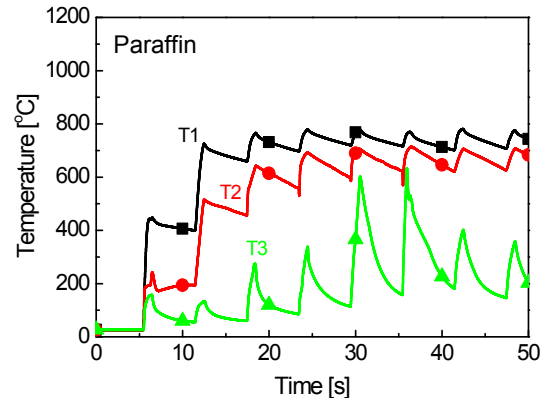


Fig. 7 Temperature time-history (Paraffin)

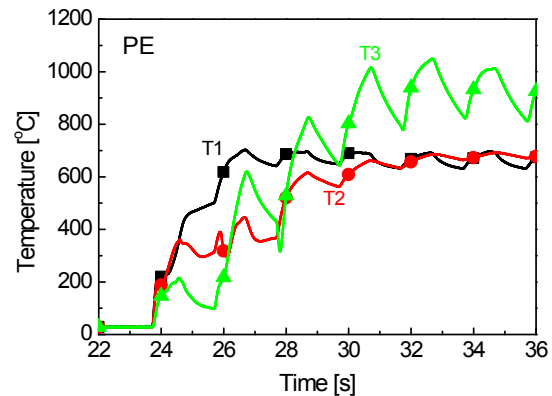


Fig. 8 Temperature time-history (PE)

#### 3.2 혼합 챔버가 없는 경우 점화 시험 (Case 1)

Case 1조건에서 파라핀 및 PE의 온도 측정 결과를 Fig. 7 및 8에서 각각 제시하였다.

촉매 반응기의 성능을 나타내는 T1은 펄스가 시작됨과 동시에 급격히 증가하기 시작하여 약 세 번째 펄스부터는 산화제의 단열분해 온도인 1022 K (749 °C)에 도달하는 결과를 보인다. 이는 설계 유량을 완전히 분해시키고 있고 반응기 설계가 적절히 이루어 졌음을 의미한다. T2는 고온의 생성가스가 연료 입구로 이동하는 과정에서 열손실에 다소 떨어지는 현상을 보였고 점화가 일어나기 전 T3는 고체연료의 기화에 소모된 열에너지로 인하여 유동 온도가 T2 보다 더욱 감소하였다.

점화의 여부는 T2, T3의 온도 추이로 판단하였다. 만약 연료 하류의 온도인 T3가 상류인 T2보다 높다면 점화가 확실히 일어난 것으로 판단할 수 있고, 연료 기화에 따른 열손실이 발생하게 되더라도 불구하고 두 값이 유사하다면 점화가 일어났을 가능성이 높다. 파라핀의 경우 다른 펄스와는 달리 5, 6 번째 펄스에서 T3가 급격히 상승하는데 이는 점화가 일어났다는 증거가 된다. 그러나 펄스 시간 동안 안정적인 연소가 일어나지 못해 온도가 일정 이상 상승하지 못하는 특성을 보였다. 이는 연료 하류에 혼합 챔버가 존재하지 않아 짧은 체류시간을 가지는 조건이므로 반응기에서 생성된 수증기와 산소가 연료 기화를 충분히 유도하지만 기화 gas와 충분히 혼합되지 못해 안정적인 점화가 이루어지지 않은 것으로 판단할 수 있다. 이는 액막이 형성되고 액막으로부터 다량의 액적이 생성되는 파라핀의 기화 특성에 직접적으로 영향을 받는 것으로 볼 수 있다. 반면 PE를 연료로 사용한 경우는 두 번째 펄스부터 T3 값이 T2를 초과하여 연속적인 점화 및 안정적인 연소가 일어나고 있음을 확인할 수 있다(Fig. 8). 같은 산화제 유입 조건에서 파라핀에 비해 점화 및 연소가 안정적으로 일어남을 볼 때, PE에서 요구되는  $L^*$  길이가 파라핀에서 필요한 값보다 작음을 간접적으로 예상할 수 있다. 이와 같은 같은 산화제 유입 조건에서 두 연료의 연소 특성의 큰 차이는 연료의 기화 특성에 따라 크게 좌우되는 것으로 판단된다.

### 3.3 혼합 챔버가 장착된 점화 시험 (Case 2)

혼합 챔버를 장착한 후 동일한 실험을 수행한 결과를 Fig. 9 및 10에서 제시하였다.

낮은 특성 길이로 즉각적인 점화 및 안정적인 연소가 이루어지지 않았던 파라핀은 case 1 결과와는 다르게 첫 번째 펄스부터 T3 및 T4가 모두 연료 상류 온도 보다 높게 나타나 즉각적인 점화가 일어났다. PE를 이용한 점화 실험에서는 두 번째 펄스부터 점화가 일어나기 시작했는데 T3는 k-type 온도센서의 측정 한계를 초과하여 실

제적인 온도 측정이 불가능한 구간이 나타났다. 이는 PE의 경우 연소과정이 연료 하류 및 혼합 챔버 상류지점에서 대부분 일어났음을 의미하는데 이런 현상은 case 1 실험에서 요구되는 연소실 특성길이가 파라핀에 비해 짧은 것과 같은 맥락으로 설명할 수 있다. 또한, 노즐에서 형성되는 배기 플룸의 관찰 결과 파라핀을 이용한 연소시험에서는 화염이 확연하게 관찰되었으나 (Fig. 11), PE에서는 혼합 챔버 내에서 연소가 거의 종료되어 노즐 출구에서는 화염을 볼 수 없어 내부에서 연소가 종료되었음을 간접적으로 뒷받침 하였다.

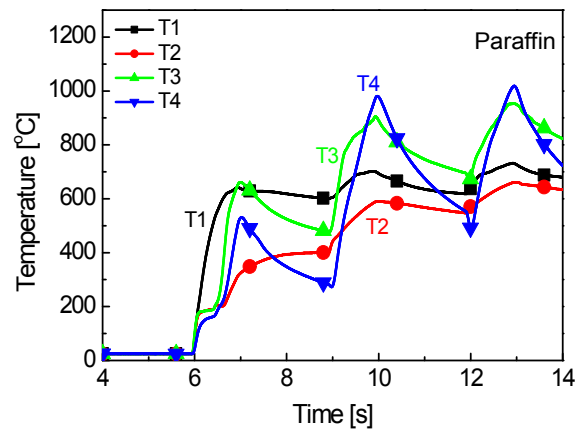


Fig. 9 Temperature time-history (Paraffin)

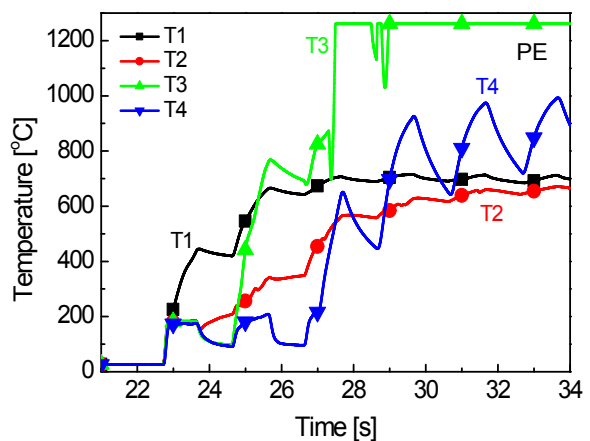


Fig. 10 Temperature time-history (PE)



Fig. 11 Plume after a nozzle (Case 2)

Figure 12, 13 및 14는 압력 측정 결과를 나타낸다. 밸브가 열림과 동시에 단일추진제 추력기 모드가 시작되고 연소실 압력(P3)이 상승하여 정상상태를 보이다가 점화가 일어나면서 P3가 다시 상승한 후 다소 높은 압력에서 유지되며 연소가 지속됨을 확인할 수 있다(Fig. 12). 파라핀을 연료로 사용한 경우에는 첫 펄스에서 점화가 다소 지연되는 현상이 나타났으며 두 번째 펄스부터는 첫 번째 펄스와는 달리 밸브 개방과 동시에 빠르게 점화가 일어났다(Fig. 13). PE는 두 번째 펄스에서 점화가 시작되어 연료가 모두 소진될 때까지 성공적인 펄스 점화가 이루어졌다(Fig. 14). 파라핀과 PE의 이런 점화 특성은 연료의 기화 및 점화 온도 차이에 기인하는 것으로 판단된다. 낮은 기화/점화 온도를 가지는 파라핀에서는 PE 보다 즉각적인 점화가 가능하였다.

두 가지 연료 모두 초기 점화에는 약간의 지연이 있으나 첫 점화 이후에는 즉각적인 점화 및 연소가 일어났다. 이를 통해 하이브리드 로켓에서 과산화수소 촉매 분해 반응을 이용한 산화제 공급할 경우 자발점화(hypergolic ignition)에 가까운 자연점화(auto-ignition)가 연속적으로 가능하였다.

### 3.4 응답 특성 (하이브리드 및 단일추진제 작동 모드)

안정적인 점화가 일어나는 펄스에서 응답 속도를 측정하였다. 응답속도 항목은 일반적인 추력기의 정의에 따라[10] 점화지연(ignition delay, valve on sig. ~ 1 % of  $P_c$ )과 압력 상승시간(rising time, 1 % ~ 90 % of  $P_c$ )을 고려하였고 각 연료의 연소 반응을 동반한 하이브리드 모드

와 산화제의 촉매 반응만으로 이루어지는 단일추진제 모드를 비교하였다. 단일추진제 모드는 하이브리드 로켓에서 고체 연료 제거하여 시험하였다.

응답속도 측정 결과(Table 4) 점화지연은 10 ~ 13 ms로 세 가지 모드에서 유사한 특성을 나타내었다. 이는 점화지연이 공급되는 산화제의 수력학적인 동적 특성과 촉매의 초기 반응성에 의해 결정되며 하이브리드 모드와 단일추진제 모드 모두 동일한 촉매 반응기 및 산화제 공급 조건을 사용하므로 큰 차이가 없는 것으로 판단된다. 이와는 다르게 상승 시간은 단일추진제 모드에서 64 ms, 파라핀 연소에서 30 ms, PE 연소에서 70 ms로 나타났는데, PE는 단일추진제 모드와 유사한 압력의 상승 기울기를 나타낸 반면 파라핀은 이보다 두 배 정도 빠른 기울기를 보이면서 빠른 압력 상승이 가능하였다. 이는 파라핀의 빠른 기화 특성 및 낮은 점화 온도에 의한 것으로 동일 작동 조건에서 PE보다 빠르게 점화 및 연소가 시작되기 때문으로 볼 수 있다. 밸브가 열리기 시작하는 시점부터 연소챔버 압력(P3)의 90 %까지 도달하는 전체 응답 시간을 고려하면 43 ms로써 연소를 기반으로 하는 파라핀 하이브리드 로켓은 촉매 반응을 기반으로 하는 단일추진제 모드(74 ms)보다 현저히 향상된 응답 특성을 나타내었고 이런 관점에서 비행체 자세 제어 추력 시스템으로 바람직한 특성을 가진다.

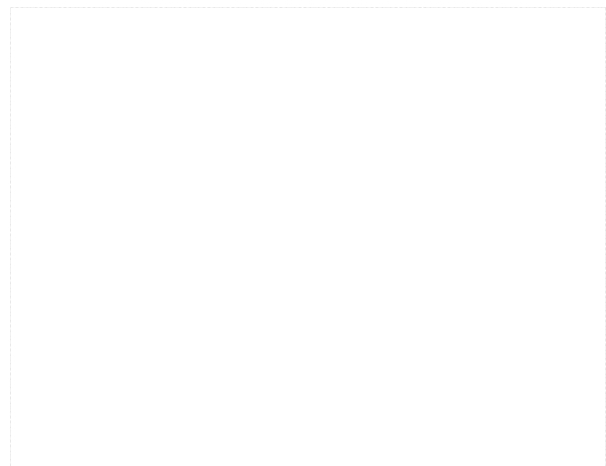


Fig. 12 Comparison of two operation modes

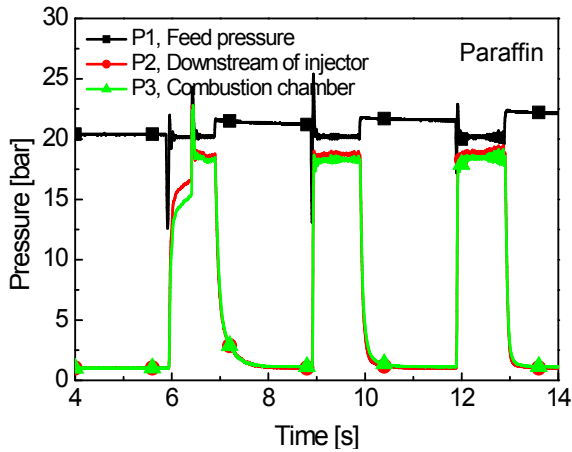


Fig. 13 Pressure time-history of paraffin

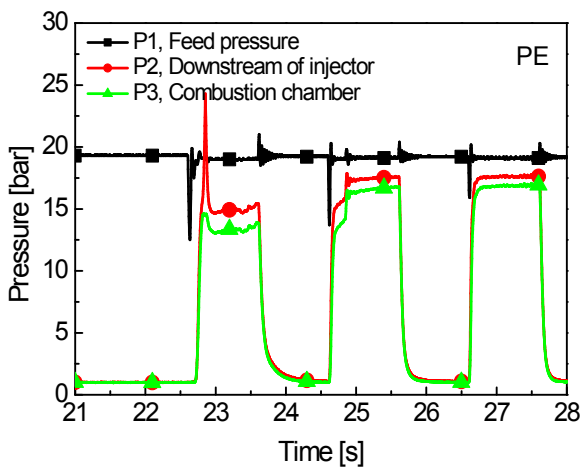


Fig. 14 Pressure time-history of PE

Table 4. The response time of each test [ms]

Operating mode		Ignition delay*	Rise time**
Mono-mode (catalyst reaction)		10	64
Hybrid (combustion)	Paraffin	13	30
	PE	12	70

\*: valve on signal ~ 1% of chamber pressure(P3)

\*\* : 1 % ~ 90 % of chamber pressure(P3)

#### 4. 결 론

과산화수소를 산화제로 사용하는 하이브리드 로켓의 자연 점화 특성을 고찰하였다. 산화제 분해를 위한 반응기를 설계하였으며 이를 연소기 및 혼합기와 결합된 하이브리드 로켓을 제시하였다.

대표적인 하이브리드 로켓의 연료인 파라핀 및 PE를 이용한 실험에서 점화 실패가 없는 자연 점화, 재점화 및 즉각적인 점화 특성을 가지는 등 과산화수소를 이용한 하이브리드 로켓의 가능성을 일차적으로 확인하였다.

파라핀과 PE의 연소특성을 볼 때, 파라핀은 PE 보다 높은 연소기 특성길이가 필요하므로 전체 로켓의 크기가 커지게 되는 문제점이 있었으나 PE 연소 및 단일추진제 작동 모드 보다 현저히 빠른 응답속도를 나타내 펄스 응답성이 우수하였다.

본 연구는 점화성능에 초점을 맞춘 연구로서 동일한 산화제 유입조건에서 시험을 하여 동일한 후퇴율 조건은 살펴보지 못하였다. 보다 구체적인 연구로써 연료의 후퇴율을 측정하고 O/F 비율을 고려한 연료의 연소 특성 실험을 추가적으로 수행될 필요가 있다.

#### 후 기

본 연구는 한국과학재단 국제협력연구사업 (F01-2007-000-10136-0) 지원으로 수행되었음.

#### 참 고 문 헌

1. 유덕근, 김진곤, 길성만, "Lab-scale 하이브리드 로켓 점화장치 개발," 한국추진공학회 추계학술대회, 2003, pp.122-125
2. 김권호, 박현춘, 백승욱, "파라핀 연료를 사용하는 소형 하이브리드 로켓의 연소 특성," 한국추진공학회 추계학술대회, 2005, pp.261-264



3. 안성용, 박대중, 양계병, 권세진, “무독성 추진제 촉매 분해를 이용한 항공기 비상동력장치 구동용 가스 발생기 개발,” 제6회 KAI 항공우주 논문상 수상논문집, 2008, pp.107-146
4. 안성용, 박대중, 정승미, 권세진, “인젝터 방식 및 촉매 알갱이 크기에 따른 과산화수소 단일추진제 추력기의 응답 특성,” 한국추진공학회지, 제13권, 제1호, 2009, pp.19-26
5. 임하영, 안성용, 권세진, “친환경추진제 “과산화수소”의 특성과 응용,” 한국추진공학회 춘계학술대회, 2006, pp.283-287
6. Arif Karabeyoglu et al., “Scale-Up Tests of High Regression Rate Paraffin-Based Hybrid Rocket Fuels,” Journal of propulsion and power, Vol. 20, No. 6, 2004, pp.1037-1045
7. Massimo Morbidelli et. al., Catalyst Design - Optimal Distribution of Catalyst in Pellets, Reactors, and Membranes, Cambridge University Press, 2001
8. 안성용, 권세진, “활성물질에 따른 과산화수소 추력기의 응답 특성,” 한국추진공학회지, 제12권, 제5호, 2008, pp.26-34
9. 안성용, 권세진, “액체추력기 촉매베드 크기 결정을 위한 실험적 방법,” 한국추진공학회지, 제12권, 제3호, 2008, pp.24-33
10. Charles D. Brown, Elements of spacecraft design, 2002, AIAA