

제 5회 KAI 항공우주논문상

과산화수소 가스발생기를 이용한 이원추진제 로켓이 결합된  
새로운 공기 흡입형 추진 시스템의 연구

**Novel Air-Breathing Propulsion System Combined with Bipropellant Rocket  
using H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> Gas Generator**

박근홍\*, 안성용, 임하영, 권세진

한국과학기술원 항공우주공학과

## 초 록

RBCC (Rocket Based Combined Cycle)엔진이나 기존 공기 흡입형 추진기관의 초기 추력 제공에 대표적 친환경 추진제인 과산화수소를 이용한 이원추진제 로켓을 적용하고자 한다. 냉진이 붕괴되며 강화되는 환경기준으로 인해 성능은 우수하지만 독성이 있거나 환경에 유해한 추진제의 사용이 점차 제한되고 있어 주변 환경에 최소한의 영향을 미치는 추진제에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다. 본 연구에서 제시하는 새로운 공기 흡입형 추진 시스템은 과산화수소 가스발생기에서 분사되는 고온의 산소에 케로신을 분사하여 연소를 일으켜 초기 추력을 얻는 방식이다. 비행속도의 증가에 따라 외부로부터 점차 공기를 흡입하게 되고 가스발생기에서의 산소발생은 점차 줄어들게 된다. 충분한 램압을 형성시킬 수 있는 비행속도가 되면 램연소만으로 비행을 하는 개념이다. 추력 발생을 위해 램연소시의 연소실 환경을 초기부터 형성하여 줌으로써 기존 시스템의 내부 유동에 큰 변화 없이 점진적으로 램젯으로 진행될 수 있는 장점을 가지고 있으며 가스발생기에서 생성되는 산소는 고온으로서 다른 점화장치가 필요 없이 자연발화가 가능한 장점이 있다. 새로운 개념에 대한 기초 연구 수행으로서, 본 실험에서는 추진기관의 주유동으로 촉매 분해된 과산화수소 제트를 사용하였고 여기에 케로신을 분사하여 자연발화와 연소 특성을 연구하였다. MIL16005F 준하는 90%와 95% 농도의 과산화수소와 케로신은 Jet-A1을 사용하였다. 비예열 시동이 가능하고, 안정적인 수명을 가지며 고농도의 과산화수소의 촉매 분해 온도에 견딜 수 있도록 하기 위하여 LSC( $\text{La}_{0.8}\text{Sr}_{0.2}\text{CoO}_3$ )촉매와 백금촉매를 혼합사용한 촉매 베드를 통하여 과산화수소가 분해됐으며 분해된 과산화수소는 축소노즐을 통해 연소실로 분사됐다. 분사된 고온의 산소젯에 인젝터를 통하여 수직으로 액상 케로신을 분무하였고, 연소실내에서의 온도와 압력을 측정하여 점화를 확인하고 자연발화 특성을 조사하였다. 연소실 온도 400℃이상과 연료 혼합비 0.6 이상에서 자연발화가 일어났으며 자연발화 후 안정적인 연소가 지속됨을 확인하였다. 실험결과를 통해 초기 추력 제공을 위해 과산화수소 가스발생기를 이용한 이원추진제 로켓 시스템이 결합된 새로운 개념의 공기 흡입형 추진기관의 가능성을 확인하였다.

## 목 차

초록	2
목차	3
<b>I. 서론</b>	<b>4</b>
1.1 연구배경	4
1.1.1 친환경 추진제의 대두	4
1.1.2 추진제로서의 과산화수소	4
1.1.3 과산화수소 연구 동향	5
1.1.4 과산화수소의 적용사례	6
1.2 과산화수소를 이용한 로켓이 결합된 공기 흡입형 추진기관	7
1.3 연구 목표 및 내용	8
<b>II. 분해된 과산화수소와 케로신의 자연발화 및 연소 실험</b>	<b>9</b>
2.1 실험 시스템의 구성	9
2.2 실험용 과산화수소와 케로신	10
2.3 과산화수소 가스발생기	10
2.4 연소실	11
<b>III. 실험결과 및 고찰</b>	<b>13</b>
3.1 연료와 산화제의 혼합비	13
3.2 95% 과산화수소의 실험결과	14
3.2.1 연료 혼합비 0.32	14
3.2.2 연료 혼합비 0.57	15
3.3 90% 과산화수소의 실험결과	16
3.3.1 연료 혼합비 0.63	16
3.3.2 연료 혼합비 0.72	17
3.3.3 자연발화의 한계조건	18
<b>IV. 결론</b>	<b>20</b>
참고문헌	21

# I. 서론

## 1.1 연구배경

### 1.1.1 친환경 추진제의 대두

2차 세계대전시 추진시스템 또는 동력시스템에 적용되기 시작한 과산화수소는 고밀도, 무독성, 저장의 용이, 높은 혼합비등의 장점을 지닌 친환경 물질로서 최근 다시 각광받고 있다. 1960대 냉전을 거치며 미국과 소련은 비용과 환경보다는 성능을 최우선시하면서 막대한 예산을 우주개발에 투입하여 서로의 국력을 과시하였다. 냉전이 붕괴되면서 1990년 이후 우주 개발 예산은 대폭 줄어들어 우주분야에서도 경제성을 고려하기 시작하였다. 아울러 강화되는 환경기준으로 인해 성능은 우수하지만 독성이 있거나 환경에 유해한 추진제의 사용이 점차 제한되고 있다. 기존의 추진제를 사용하면서 환경요구조건을 충족시키기 위해 소요되는 비용이 매우 커짐에 따라 주변 환경에 최소한의 영향을 미치는 추진제에 대한 연구가 활발히 진행되고 있으며, 이러한 친환경적인 추진제를 "Green Propellant"라하고 현재 이와 관련된 연구가 활발히 진행되고 있다. 인공위성 또는 발사체의 자세제어용 추력기의 단일추진제로 많이 사용되고 있는 하이dra진은 높은 비추력(Isp)을 가지고 있으나, 하이dra진 및 배출가스가 발암물질로서 독성이 강해 취급이 어렵고 이에 따라 취급 및 처리에 많은 비용이 소요된다. 이에 반해 과산화수소는 상온에서 저장이 가능하여 취급이 용이하고, 독성이 없으며 촉매와 접촉하면 물과 산소로 분해되며 열을 발생시키는 단순합과 친환경성으로 인해 인공위성 자세제어용 추력기, 발사체 RCS(Reaction Control System), 터보펌프 구동용 가스발생기 등 많은 분야에 활용이 가능한 추진제로 2차 세계대전을 전후로 널리 사용되었지만, 하이dra진과 같은 추진제에 비해 비추력이 조금 낮은 단점으로 인해 한동안 관심을 끌지 못하다가 최근의 우주개발 추세에 가장 적합한 추진제로서 여러 장점들이 부각되어 다시 주목받고 있다. 아울러 과산화수소는 미공군에서 요구하는 친환경 추진제의 요구조건인 80/20 법칙(기존 연료의 20%의 비용으로 80%의 성능을 발휘)에 가장 부합되는 친환경 추진제이다.[1-5]

### 1.1.2 추진제로서의 과산화수소

과산화수소는 화학식이  $H_2O_2$ 로 물보다 산소원자가 하나 더 있는 물질이다. 무색무취로 물에 극히 잘 녹는 액체로서 촉매와 접촉하면 아래와 같은 화학반응을 일으키며 고온의 가스를 만들기 때문에 1930년대부터 여러 가지 기관의 동력원으로 사용하였다.



100%의 과산화수소는 2884.47kJ/kg의 열이 나오는 발열반응이며 67% 이하에서는 발생열이 과산화수소가 녹아있는 물의 잠열로 흡수되기 때문에 과산화수소의 끓는점 이상으로 온도가 올라가지 않는다. 때문에 추진제로는 70% 이상의 농도를 사용하며 보통 85% 이상의 과산화수소를 Rocket grade peroxide라고 부른다.[6]

100%의 과산화수소가 단일추진제로 사용될 때 약 163sec의 비추력을 가지며 케로신을 연료로 사용할 경우엔 최대 335sec의 비추력을 가진다. 추진제로서의 과산화수소의 장점은 다음과 같다.

매우 높은 밀도를 갖는다; 100%의 과산화수소는 1.45의 비중을 가지며 이것은 액체산소의

비중 1.14보다 23%정도 크며 1.01인 하이드라진 보다 44%가 크다.[6] 따라서 추진제 탱크의 크기와 무게를 줄일 수 있으며 90% 농도의 과산화수소 시스템은 동일한 조건의 하이드라진 시스템에 비해 밀도비추력(density specific impulse)이 약 6%정도 더 높다. 높은 밀도비추력은 과산화수소의 단점인 낮은 비추력을 보완해준다. 높은 밀도비추력은 발사체/위성체의 부피를 줄여줄 수 있으며, 이로 인해 시스템의 무게와 공력저항을 줄여주어 결과적으로 시스템 설계 구속조건을 완화시켜준다.

저장성이 우수하다; 과산화수소는 상온에서 액체 상태를 유지하며 적절한 용기에서 장기간 보관이 가능하므로 액체산소처럼 저장탱크, 배관 등에 단열을 할 필요가 없다. 지구 최초의 정지궤도 위성인 미국의 Syncom II, III에 적용되어 3~5년간 사용되었으며, 미국 텍사스 기후 조건에서 17년 동안 0.4%의 농도 저하를 보였고 5℃ 보관에서는 농도변화가 거의 없었다.[7]

독성이 없다; 대부분의 저장성 추진제들이 암을 유발하는 등의 강력한 독성을 가진 것과 달리 과산화수소는 사람의 호흡기관에서 자연적으로 분해되고 생성되기도 한다. 3% 농도의 과산화수소를 소독약으로 쓰기도 하듯이 인체에 아무런 해를 입히지 않는다. 매우 낮은 증기압으로 인해 상온에서 증기가 발생하기 어려우며 환기만 잘해주면 되며, 촉매 반응 후 생성되는 물질 또한 물과 산소로서 아무런 독성이 없기 때문에 주변 환경에 미치는 영향이 매우 적다. 독성이 없기 때문에 취급에 특별한 장비가 필요 없고 연소생성물을 처리할 특별한 장치가 필요 없어 저렴한 비용으로 장치를 개발할 수 있다.

대기와 반응하지 않는다; 과산화수소는 대기의 어떤 성분과도 화학적으로 반응을 하지 않으므로 과산화수소를 사용하는 추력기 등에 공기가 유입되어도 특별한 문제를 일으키지 않는다. 반면 하이드라진은 이산화탄소와 반응을 하여 화합물을 생성하기 때문에 하이드라진 시스템에 공기가 유입되지 않도록 각별한 주의를 기울여야한다.

높은 혼합비를 갖는다; 과산화수소를 산화제로 사용할 경우 동일한 연료에 대하여 다른 산화제에 비해 비교적 높은 혼합비를 갖는다.(85% 농도를 케로신에 적용할 때 약8의 혼합비) 높은 밀도와 높은 혼합비를 가지기 때문에 추진제 탱크의 부피를 줄일 수 있으며 결과적으로 보관 탱크의 무게를 줄여준다.

증발 압력이 낮다; 과산화수소는 액체산소에 비해 대단히 낮은 증발압력을 가지기 때문에 터보 펌프를 가지는 추진시스템에 적용할 경우 입구압력이 낮아도 되므로 추진제 탱크의 두께가 얇아져 무게를 줄일 수 있다.

높은 비열을 갖고 있다; 과산화수소는 물과 비교할 수 있을 만큼 높은 비열(100% 농도에서 0.6 cal/g℃)을 갖기 때문에 액체로켓의 재생냉각에 사용할 경우 시스템을 매우 단순하게 만들 수 있다.

### 1.1.3 과산화수소 연구 동향

퍼듀 대학에서 촉매 분해 및 열분해에 대한 활발한 연구가 진행되고 있으며, cordierite 모노리스에  $\text{NaMnO}_4$ 를 코팅하여 98%의 고농도의 과산화수소 분해에 적용하였다.[8-11] General Kinetics는 은 스크린 촉매를 이용한 다양한 종류의 추력기, 가스발생기 등의 제품을 개발하였다. Orbital Science Corp.에서는 과산화수소를 liquid propellant booster로 사용하는 과제를 수행하고 있으며[12], Aerojet에서는 은을 이용한 bonded catalyst bed를 개발하여 고유량을 분해할 수 있는 촉매 베드를 개발하였다.[13] 영국 서레이 대학에서는 위성체의 추진시스템으로 단일 및 이원추진제로 활용하기 위한 연구를 수행하고 있다.[14-16] 권[17]은 perovskite 구조를 갖는 LSC 촉매를 cordierite 모노리스에 코팅하여 과산화수소 가스발

생기에 적용하였다. 그러나 LSC 촉매는 고온에서의 열적인 안정성은 양호하나 저온에서의 시동성이 좋지 못한 단점이 있어 60℃로 과산화수소를 가열하여 가스발생기에 공급했음에도 불구하고 낮은 촉매 분해 성능을 얻었다. 량[18]은 저온에서의 시동 특성이 우수한  $K_2MnO_4$ 를 cordierite 모노리스의 코팅하고 이것을 LSC 촉매 앞에 배치하여 저온 시동 특성이 가능한 이원 촉매 베드 가스발생기를 제안하였다.

#### 1.1.4 과산화수소의 적용사례

과산화수소를 추진시스템 또는 동력시스템에 적용하기 시작한 것은 2차세계대전시 독일의 Walter가 잠수함의 동력원으로 400마력의 터빈 구동 시스템에 적용하면서 부터이다. Walter는 80%의 과산화수소와 과망간산염을 액체 분사하는 방법을 사용하였으며, 성능을 높이기 위해 자기착화가 가능한 촉매가 포함된 연료와 과산화수소를 사용하는 엔진을 개발하여 그림 1.1에 보이는 Me-163, Komet 로켓 비행체의 추진기관에 사용하였다.

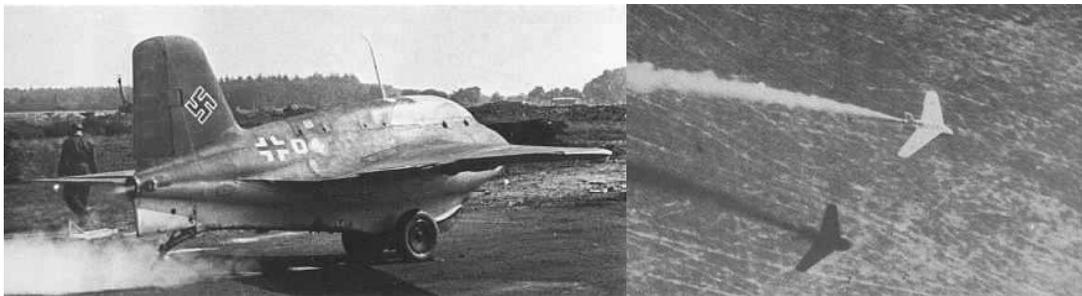


그림 1.1 과산화수소를 추진제로 사용한 2차대전당시 독일공군의 Me-163, Komet

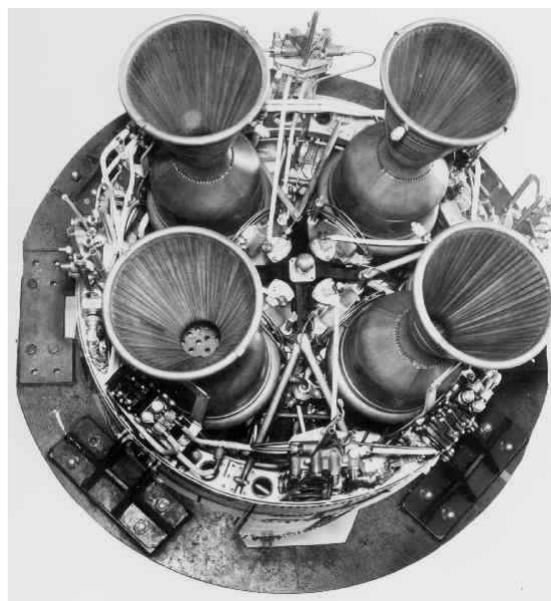


그림 1.2 Black Knight 에 사용된 Gamma 301 엔진

과산화수소는 V-2 로켓의 터보펌프 구동용 가스발생기, V-1의 사출기 그리고 어뢰의 추진 시스템에 사용되었으며 주로 촉매가 녹아있는 액체를 과산화수소와 혼합시켜 반응을 일으키는 방식을 취했다.

2차 세계대전 이후 독일의 과산화수소 기술은 전승국으로 넘어가 영국에서는 항공기 추력 보조 장치 및 잠수함, 어뢰에 사용되었고, Black Knight와 Black Arrow 로켓의 엔진에 적용되었다. 그림 1.2는 Black Knight에 사용되었던 Gamma 301엔진의 모습이다.[19] 미국에서는 주로 RCS thruster와 항공기용 추력장치, 그리고 어뢰에 적용되다가 냉전시대를 거치면서 성능을 최우선시하는 추세로 인해 단일추진제로 사용되는 분야에선 하이드라진으로, 이원추진제 분야에선 액체 산소 등으로 대체되었다. 1990년대 중반까지 주로 로켓 벨트, 우주인 유영 도구 등 제한된 분야에 활용되다 최근 환경을 우선시하고 저렴한 개발비를 요구하는 분위기에 서 다시 주목 받고 있다.

### 1.2 과산화수소를 이용한 로켓이 결합된 공기 흡입형 추진기관

본 연구에서는 새로운 추진 개념인 RBCC (Rocket Based Combined Cycle) 엔진이나 램젯/스크램젯 등의 공기 흡입형 추진기관의 초기 추력 제공에 과산화수소 가스발생기를 이용하고자 한다. RBCC 엔진은 로켓과 공기 흡입 추진 시스템을 결합한 것으로 한 시스템 안에서 비행속도에 따라 이젝터젯, 램젯, 스크램젯, 로켓 등의 모드 변환이 가능하다.

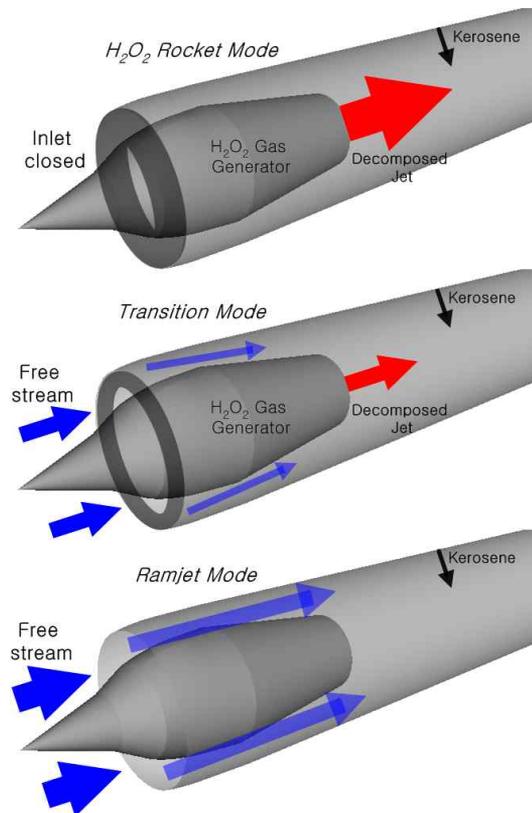


그림 1.3 과산화수소 가스발생기를 이용한 새로운 공기 흡입형 추진 시스템의 개념도

이 엔진은 일반 로켓엔진과 비교하여 대기권 안에서는 공기 흡입 추진시스템을 사용할 수 있으며 평균적으로 훨씬 큰 비추력(Isp)을 얻을 수 있다. 또한 램젯이나 스크램젯 추진기관은 산화제를 탑재하지 않아도 되기 때문에 더 적은 연료를 소비하게 되어 비행체의 부피를 줄일 수 있다.[20-31] 하지만 공기 흡입형 고속 추진기관들의 작동을 위해서는 초기추력 발생을 위한 고체 로켓 등의 부스터가 필요하다. 이러한 단점을 보완하기 위하여 본 연구에서 제안한 새로운 추진 시스템의 개략도를 그림 1.3에 나타내었다.

초기추력을 위하여 단일추진제 로켓으로서의 과산화수소 가스발생기와 여기서 발생하는 고온의 제트에 케로신을 분사하여 연소를 일으킨다. 가스발생기에서 생성되는 산소는 약 700℃ 고온, 고압으로서 축소 노즐을 통과하여도 다른 점화장치가 필요 없이 자연발화가 가능한 온도를 유지할 수 있다. 천이 모드에서는 외부로부터 점차 공기를 흡입하게 되고 가스발생기에서의 산소발생은 점차 줄어들게 된다. 충분히 램압을 형성시킬 수 있는 비행속도가 되면 공기 흡입구를 완전히 열고 램연소만으로 비행을 하는 개념이다. 이 시스템은 추력 발생을 위해 램연소시의 연소실 환경을 초기부터 형성하여 줌으로써 기존의 램젯 시스템의 내부 유동에 큰 변화 없이 점진적으로 램젯으로 진행될 수 있는 장점을 가지고 있으며 초기에 복잡한 점화장치 없이 자연발화 할 수 있다는 장점 또한 가지고 있다.

### 1.3 연구 목표 및 내용

본 연구는 위에 제시한 새로운 개념의 추진기관에 대한 기초실험으로서 촉매 분해된 과산화수소 제트와 케로신의 자연발화 및 연소특성에 대한 연구이다. MIL16005F 준하는 90% 농도의 과산화수소와 이를 증류 시켜 얻은 95% 농도의 과산화수소를 사용하였고 케로신은 Jet-A1을 사용하였다. 비예열 시동이 가능하고, 안정적인 수명을 가지며 고농도의 과산화수소의 촉매 분해 온도에 견딜 수 있도록 하기 위하여 LSC( $\text{La}_{0.8}\text{Sr}_{0.2}\text{CoO}_3$ )촉매와 백금촉매를 혼합사용한 촉매 베드를 통하여 과산화수소가 분해됐으며 분해된 과산화수소는 축소노즐을 통해 아음속을 유지하며 연소실로 분사됐다. 분해된 과산화수소 제트에 인젝터를 통하여 수직으로 액체 케로신을 분무하였다. 케로신 탱크의 가압 압력을 이용하여 유량을 조절하였다. 연소실 온도와 압력을 측정하여 자연발화와 연소 특성을 조사하였고 초기 추력 발생을 위하여 과산화수소 가스발생기를 이용한 로켓을 결합한 공기 흡입형 추진 시스템의 가능성을 확인하였다.

## II. 분해된 과산화수소와 케로신의 자연발화 및 연소 실험

### 2.1 실험 시스템의 구성

실험 장치는 유공압 시스템과 제어시스템으로 구성된다. 유공압 시스템은 과산화수소 가스 발생기에 정해진 압력과 유량으로 과산화수소를 공급하는 시스템으로 안전을 위해 원격 제어가 가능하도록 고려하였으며 구성은 그림 2.1과 같다.

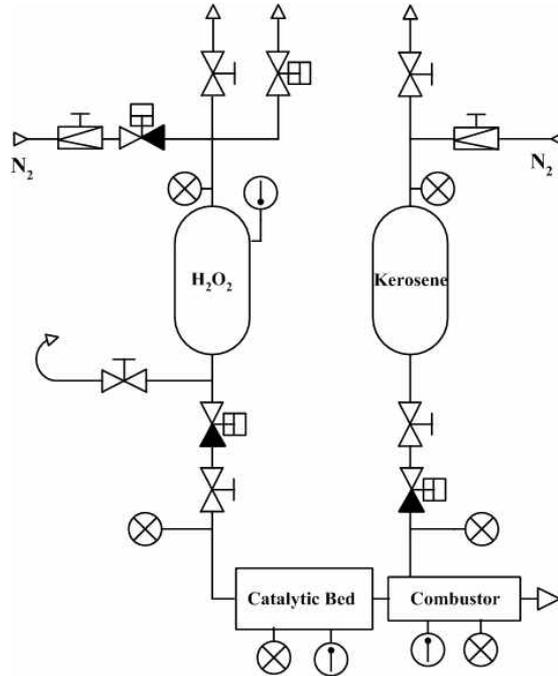


그림 2.1 실험 시스템의 구성

주요 구성품은 과산화수소를 가압해주기 위한 질소 탱크(12~14MPa), 과산화수소를 저장 및 공급하는 고압 탱크(1리터, 30MPa), 과산화수소 탱크를 일정한 압력으로 가압하기 위한 고압 질소 리시버(1리터, 30MPa), 분해시험 후 가스발생기에 남아있는 과산화수소를 퍼지하고 공압 밸브를 구동하기 위한 질소 가스를 공급하는 저압 질소 리시버(1리터, 15MPa), 과산화수소를 일정하게 가압하기 위한 고압 레귤레이터, 퍼지 압력을 일정하게 공급해주는 고압 레귤레이터, 가스발생기에 과산화수소를 공급 및 차단해 주는 고압 공압 밸브, 퍼지용 공압 밸브 그 외 공압 밸브와 구동장치, 촉매베드, 연소실 등이다. 공압 밸브는 전기신호로 작동되는 솔레노이드 밸브로 구동되며 과산화수소 공급밸브는 디지털 타이머를 장착하여 설정한 시간에 밸브를 닫도록 고려하였다. 측정시스템은 유공압 시스템과 가스발생기, 연소실의 온도 및 압력을 측정, 기록하기 위한 장치로 National Instruments의 제품을 사용하였다. 온도는 K-type의 Thermocouple이 연결되어 온도를 측정할 수 있으며 응답속도가 빠른 외경 1/16 "인 Bared type의 Omega 제품을 채용하였고 압력센서는 Kulite의 제품을 채용하였다. 실험 전 Dead weight를 이용하여 보정을 실시하였다. 그림 2.2는 실험 시스템의 실제 모습을 보여 주고 있다.[32]



그림 2.2 실험 시스템의 실제 모습

## 2.2 실험용 과산화수소와 케로신

국내에는 Rocket grade 과산화수소에 대한 규격이 없으며, 시중에서 구할 수 있는 최대 농도는 50%이고, 쉽게 분해되지 않도록 하기 위한 안정제가 제조 공정 중에 투입이 되며 안정제에 대한 정확한 정보는 제공되지 않는다. 다만 좀 더 높은 순도를 요구하는 반도체용 과산화수소에는 안정제의 양이 매우 적다. 이에 따라 본 연구에서는 MIL16005F에 준하는 수입산 90%의 과산화수소와 이를 단순 증류시킨 95%의 두 가지를 사용하였으며 케로신은 'Jet A-1' 항공유를 사용하였다. Jet A-1의 대기압 하에서의 일반적인 자연발화 온도는 약 320°C이고 밀도는 약 810kg/m<sup>3</sup>이다.

## 2.3 과산화수소 가스발생기

가스발생기는 촉매가 장착되고 과산화수소가 분해되는 곳으로 다양한 촉매를 시험해야 하므로 촉매의 장착 및 탈착이 용이하고, 길이 조절이 가능하고, 시험 조건에 맞춰 부품을 교환할 수 있도록 고려하였다. 내부 직경은 25mm 이며 구조는 그림 2.3과 같다. 촉매를 사용하는 가스발생기의 설계에서 가장 중요한 것 중 하나는 추진제를 촉매에 고르게 분포시키는 것이다. 이를 고려하지 않고 설계를 하면 추진제는 촉매에서 가장 유동 저항이 적은 연소실의 중앙으로 집중되고 연소실 벽 쪽으로는 흘러가지 않는 채널링 현상이 발생한다. 특히 과산화수소가 한 번에 유입되고 나면 촉매 내부에서 섞이지 않는 Honey comb 형태의 촉매는 입구에서 추진제가 고르게 공급되지 않고, 촉매 출구에 저항이 있으면 추진제가 균일하게 들어가지 않아 심각한 채널링 현상이 발생할 수 있다. 모노리스에 과산화수소가 고르게 공급되도록 하는 가장 좋은 방법은 작은 구멍이 많이 뚫린 인젝터 플레이트를 이용하는 것이다. 그러나 셀 밀도가 높고, 직경이 큰 모노리스를 사용하는 경우 작은 구멍을 뚫기 위한 비용이 매우 비싸기 때문에, 본 연구에서는 Hollow cone 형태의 스프레이 노즐을 이용하였다. 노즐에서 분사된 과산화수소가 가스발생기 단면적에 대해 고르게 분포되려면 어느 정도의 거리가 필요하며 이 공간을 과산화수소가 채우기 위해 소요되는 시간으로 인해 촉매가 가지고 있는 점화 지연 시간을 더욱 증가시킬 수 있으나 본 연구에서는 이 부분은 고려 사항이 아니므로 무시하도록 한다. 액체 상태의 과산화수소가 가스발생기의 촉매 베드로 유입되면 촉매의 활성물질과의 접촉을 하면서 기체산소와 물로 분해되고, 분해되면서 발생한 열에 의해 물은 수증기가 되고 분해되지

얇은 과산화수소는 기체 상태로 뜨거워진다. 뜨거워진 기체상태의 생성물들은 뒤쪽의 촉매 베드를 지나가면서 촉매의 온도를 높이는 동시에 분해되지 않은 과산화수소 기체들이 활성물질과 접촉하면서 촉매분해가 되고 일부는 열에 의해 분해가 되면서 밖으로 배출된다. 초기 정상 상태에 도달하기 전까지의 짧은 시간 동안에는 촉매 베드 전체 영역에서 주로 촉매 분해에 의해 과산화수소 분해가 일어난다. 정상상태에 도달하면 촉매 베드의 앞부분에서는 주로 촉매분해를 통해 과산화수소가 분해되고, 촉매의 뒤쪽에서는 기체산소, 수증기 그리고 분해되지 않은 과산화수소 증기가 이미 데워진 촉매 베드에 의해 촉매 분해와 열분해 된다. 이 구간에서는 앞쪽에서 분해되지 않은 기체상태의 과산화수소가 촉매의 활성물질과 접촉해야 촉매반응이 일어날 수 있는데 앞쪽에서 분해된 기체 산소와 수증기가 활성물질과의 접촉을 방해하며, 과산화수소가 기체 상태이기 때문에 유동의 속도가 빨라 촉매의 활성물질과 접촉할 수 있는 시간이 짧아 촉매 분해가 활발히 일어날 수 없다. 따라서 이 구간에서 촉매 분해가 일어나기 위해서는 높은 촉매 분해 성능과 고온에서의 열적 안정성이 요구된다.

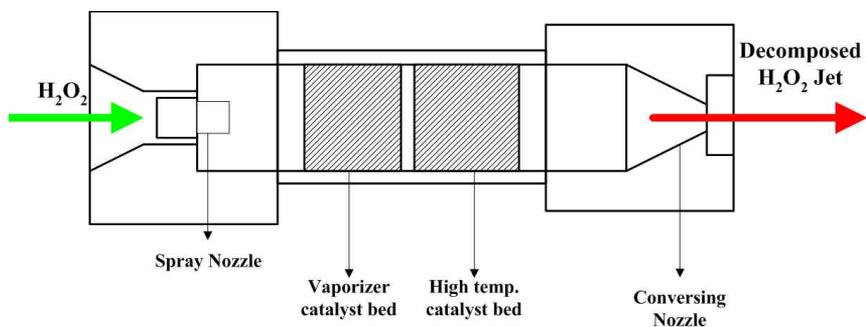


그림 2.3 이원 촉매 베드 과산화수소 가스발생기 개략도

저온시동이 가능하고 높은 농도의 과산화수소에 적용할 수 있는 가스발생기에서 필요한 이상적인 촉매는 앞쪽 부분은 저온에서의 시동 특성과 촉매분해 성능이 우수하고, 촉매의 뒤쪽 부분은 촉매 분해 특성과 고온에서의 열적안정성이 우수한 것이다. 본 실험에서는 그림 2.3과 같이 촉매 앞쪽에는 저온 시동성이 우수한 백금 촉매로서 과산화수소를 기화시키도록 하고, 뒤쪽에는 고온에서의 안정성이 우수한 LSC 촉매를 배치하여 고온에서의 촉매 및 열분해를 담당하도록 하였다. 이는 비예열 시동이 가능하고, 안정적인 수명을 가지며 고농도의 과산화수소의 촉매 분해 온도에 견딜 수 있도록 한다.[32]

## 2.4 연소실

본 실험에서 사용한 연소실은 내부로 가스발생기를 통해 고온, 고압의 산소가 분사되고 여기에 연료가 분무되어 미립화, 액적의 데워짐 및 증발, 혼합, 점화, 연소의 일련의 과정들이 일어나는 축대칭 형태의 챔버이다. 일반적으로 연소실에서 일어나는 점화 현상은 무반응상태에서 반응상태로 빠르게 천이하는 현상이다. 이러한 천이를 만드는 여러 요소들은 크게 외부적 자극과 내부적 요인으로 구분할 수 있는데, 외부적 자극에 의한 연소는 열에너지의 교환, 화학적 자극, 충격이나 마찰 따위의 기계적 자극에 의한 에너지 입력으로 연소가 시작된다. 하지만 본 실험에서 살펴볼 자연발화 현상은 일반적으로 혼합기의 전체적 가열에 의하게 된다. 고온, 고압의 연소실 내에 분사된 액체 연료가 증발하여 연료 증기를 형성하고 이 연료 증기와 산화제가 혼합되어 수 ms가 지난 후 자연발화가 발생하게 되는 것이다.[33] 실험에 사용한 연소

실의 단면도와 제원은 그림 2.4와 표 1에 나타내었다. 전체 길이는 125mm로써 연소실의 입구는 그림 2.5와 같이 과산화수소 가스발생기와 연결되어 있고 출구는 대기 중에 노출되어 있다.

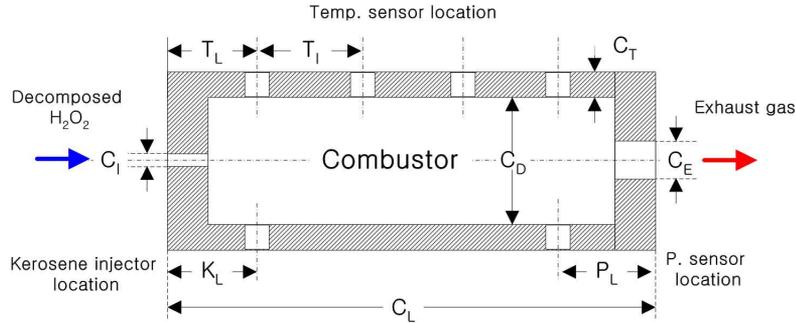


그림 2.4 연소실 단면도

표 1. 연소실 제원

combustor configuration (unit:mm)			
$C_L$	125	$C_T$	15
$C_D$	25	$C_I$	10
$C_E$	50	$T_1$	30
$T_L, K_L$	12.5	$P_L$	22.5

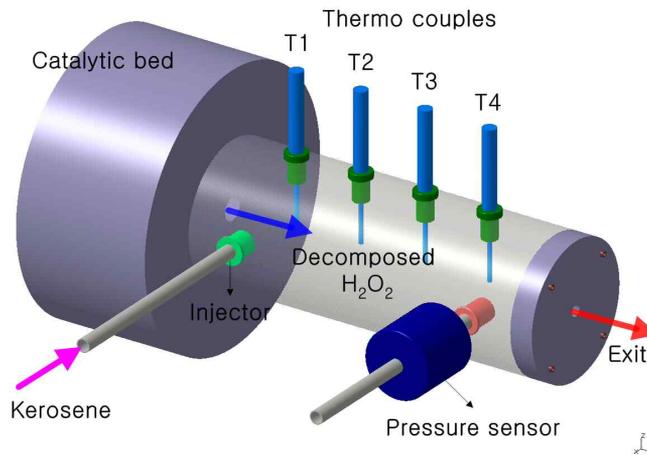


그림 2.5 연소실 개략도

연소실 내부의 압력과 온도 측정을 위하여 출구 앞쪽에 압력센서와 연소실 길이방향으로 T1부터 T4까지 30mm의 등간격으로 모두 4개의 K-type thermocouple을 사용하였다. 가스 발생기 출구로부터 12.5mm 떨어진 위치에 Hollow cone형태의 스프레이 인젝터를 설치하여 케로신을 분무하였으며 케로신의 유량은 탱크의 가압압력으로 조절하였다. 분무된 입자의 직경은 약 100~150 $\mu$ m이다. 분무 연소는 액체 연료를 미립화 함으로써 액적이 공기와 닿는 표면적을 증대시킴과 더불어 두 상의 혼합을 촉진시킨다. 표면적과 혼합율의 증가는 열 및 물질 전달을 촉진시켜 증발율의 증대를 초래하고, 이것은 연소율의 증가로 이어진다.

### III. 실험결과 및 고찰

#### 3.1 연료와 산화제의 혼합비

일반적으로 촉매에 의해 분해된 과산화수소에서 산소의 유량을 측정하기란 매우 어렵다. 따라서 본 연구에서는 과산화수소가 촉매베드를 통과하며 표면화학반응과 고온에 의한 열분해로 인해 완전 분해된다고 가정하고 산소의 유량을 계산하였다. 이렇게 하면 90%의 과산화수소의 경우 약 3.35g/sec, 95%의 경우 약 3.05g/sec의 산소가 생성됨을 알 수 있다.

$$\dot{m} = Q\rho = C_d A \sqrt{2\rho\Delta P} \quad (2)$$

케로신의 경우 공급유량을 알기 위해 식 (2)를 이용하여 계산하였다.[34] 인젝터의  $C_d A$  값은 실험에 의해 측정하였으며 약  $5.75E-08m^2$ 의 값을 갖는다. 실험에서 케로신 저장 탱크의 압력과 연소실의 압력을 측정하여서  $\Delta P$ 를 알 수 있다. 본 실험에서 케로신의 유량은 가압압력으로 조절하였다. 인젝터의 분사실험 모습과 압력차에 따른 분사각과 유량의 보정을 그림 3.1~3에 나타내었다.



그림 3.1 인젝터 분사실험 모습

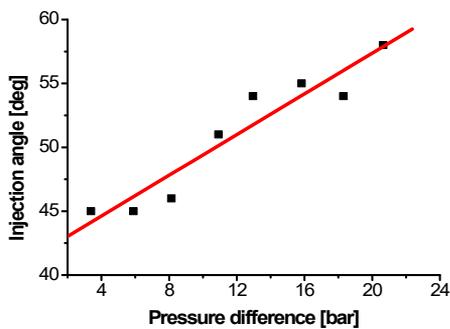


그림 3.2 압력차에 따른 분사각 보정

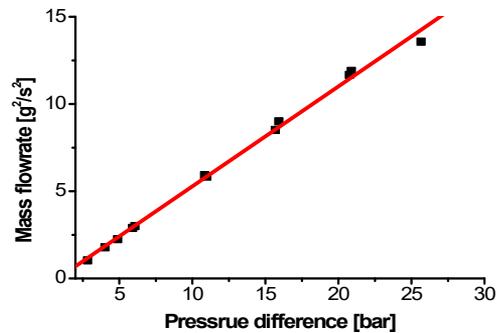


그림 3.3 압력차에 따른 분사유량 보정

## 3.2 95% 과산화수소의 실험결과

### 3.2.1 연료 혼합비 0.32

그림 3.4는 95% 농도의 과산화수소를 이용한 연료 혼합비 0.32의 실험에서 시간에 따른 촉매 베드에서의 대기압으로 무차원화된 압력을 보여주고 있다. 촉매 베드에서는 30기압에 다다른 고압을 유지하기 때문에 가스발생기 출구 축소 노즐에서 분해된 과산화수소 젓은 choking이 되며 아음속을 유지하며 연소실로 분사된다.

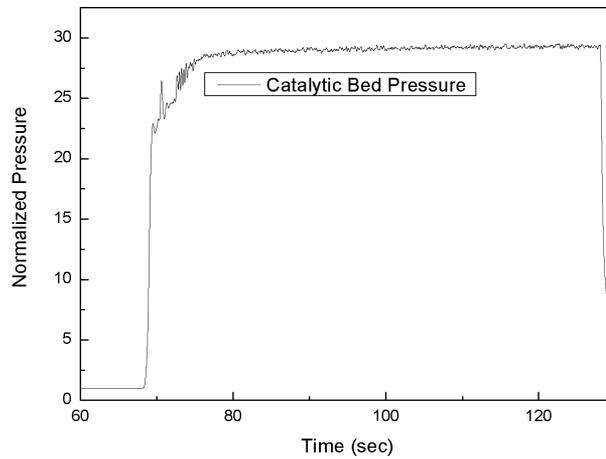


그림 3.4 촉매 베드 내에서의 압력

그림 3.5는 연소실 각 위치의 온도 변화를 보여주고 있다. 여기서  $T_c$ 는 촉매베드의 온도를 나타내고 있다. 실험에서 과산화수소가 완전히 분해되어 베드 내에서  $700^{\circ}\text{C}$  이상을 유지하는 가운데 연소실 내부의 온도는 시간에 따라 조금씩 상승하며 조금씩 최대 온도에 근접해가고 있는 모습이다.

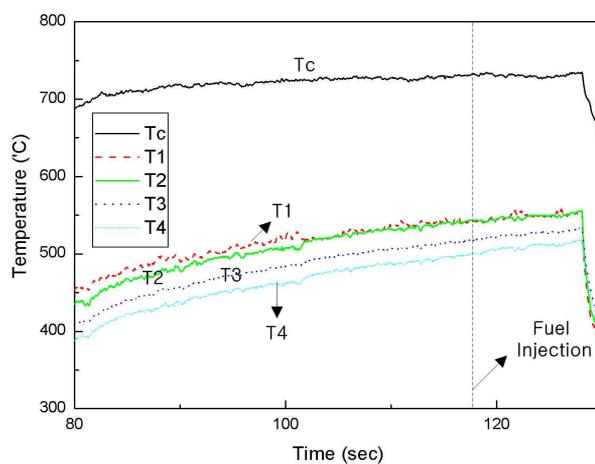


그림 3.5 연소실내 시간에 따른 온도 변화  
(혼합비 0.32)

가스발생기에서 출구에서 가장 가까운 T1의 온도가 약 500°C에 이른 상태에서 케로신이 분사 되었다. 가스발생기 출구 앞 온도인 T1과 연소실 출구 온도인 T4사이에는 연소실을 통과하며 냉각에 의해 약 70°C정도의 온도차를 보이고 있다. 또한 베드내의 온도는 700°C이상이지만 연소실로 축소노즐을 통해 분사되며 온도가 감소한 것을 알 수 있다. 연료 분사 후 연소실 내에서는 온도변화를 감지할 수 없었다. 실험에서 사용한 케로신의 자연발화 온도는 약 320°C이지만 그 보다 훨씬 높은 연소실 온도임에도 불구하고 연소는 일어나지 않았다. 그림 3.6은 대기압으로 무차원화된 연소실에서의 압력을 나타내고 있다. 연료가 분사되기 전 3기압을 유지하고 연료 분사 후 약간 압력은 증가하였으나 이 실험에서 화염은 관찰되지 않았다.

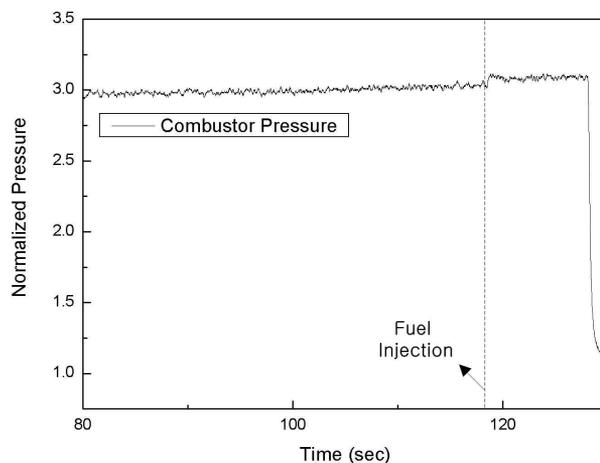


그림 3.6 연소실내 시간에 따른 압력 변화  
(혼합비 0.32)

### 3.2.2 연료 혼합비 0.57

그림 3.7은 같은 농도의 과산화수소를 이용한 실험에서 혼합비가 0.57인 경우의 온도결과를 나타내었다. 혼합비 0.32의 실험에서와 마찬가지로 T1의 온도가 500°C 이상인곳에서 케로신을 분사하였다. 이때는 T3, T4의 온도가 조금 증가하나 반대로 T1, T2는 약간 감소하는 것을 알 수 있다. 케로신 분사 후 연소기의 끝단에서 반응이 일어난 것으로 보이나 이 실험에서도 역시 화염은 관찰되지 않았다. 연소실 전체의 온도는 케로신의 자연발화온도보다 충분히 높지만 혼합비가 맞지 않아 일어나는 현상으로 보인다. 이 실험도 앞서 혼합비 0.32의 실험과 마찬가지로 연소실의 압력은 약간 증가하였으나 자연발화 후 안정적인 연소라 판단하기에는 미흡했다. 점화현상은 혼합기에서의 발열반응 시작이나 화염의 출현 등으로 정의할 수 있다. 하지만 액체 분무에서의 점화 현상은 액적 개개의 개별 점화와 액적 다발의 점화, 분무의 점화가 복합적으로 연관되기 때문에 점화의 시점을 가름하는 기준이란 대단히 복잡하며 원하는 조건에 따라 다양한 방법들이 적용된다. 본 연구에서는 연소실에서의 급격한 온도 상승과 화염의 육안관찰로 점화와 연소의 기준을 두었다.

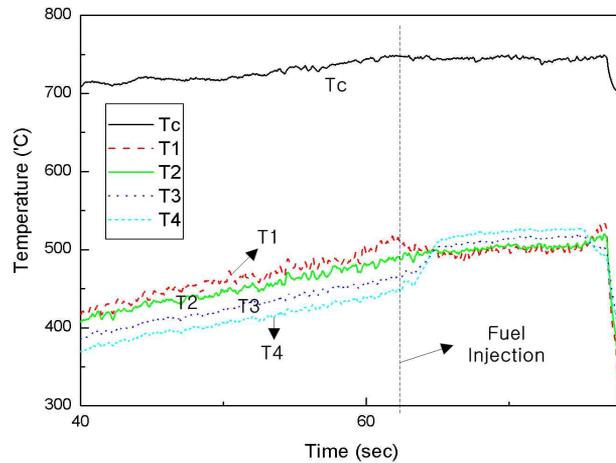


그림 3.7 연소실내 시간에 따른 온도 변화  
(혼합비 0.57)

### 3.3 90% 과산화수소의 실험결과

#### 3.3.1 연료 혼합비 0.63

앞서 95% 과산화수소를 이용한 두 실험에서 연소실의 온도는 충분하다 판단되어 이번에는 단순 증류시키지 않은 90%의 과산화수소를 이용하여 연소실의 온도는 약간 낮추는 대신 혼합비를 0.63으로 올려서 실험을 하였고 이 실험에서 자연발화에 의한 연소를 확인할 수 있었다.

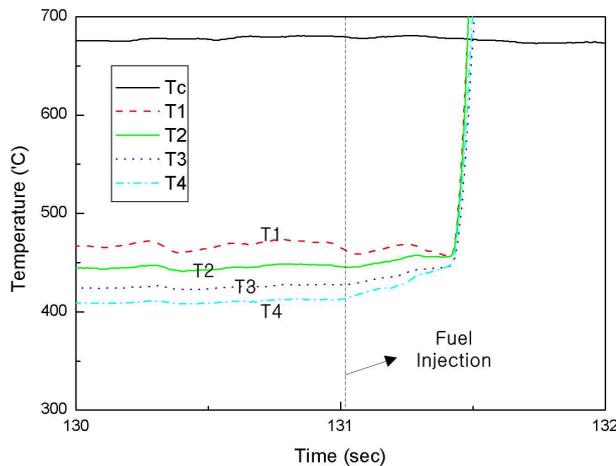


그림 3.8 연소실내 시간에 따른 온도 변화  
(혼합비 0.63)

그림 3.8은 연소실내의 온도변화를 보여주고 있다. 베드의 온도는 95% 과산화수소를 이용한 실험과 비교하여 조금 낮은 700°C 이하이고 연소실 내부의 온도 역시 측정 위치 네 곳이 모두 500°C 이하로 온도가 낮은 것을 알 수 있다. 하지만 케로신이 분사된 후 약간의 점화 지연을 지나 온도는 급격하게 상승하여 점화를 확인할 수 있고 실험에서도 육안으로 안정적인 초음속 화염을 관찰할 수 있었다. 연료가 분사되었을 때 연소실 가장 뒤쪽에 위치한 곳에서의

온도 T4는 약 420°C였다. 본 실험에서 사용한 Thermocouple은 최대 측정한계가 1200°C이 나 이 실험에서 연소실의 온도는 그보다 훨씬 높아서 1200°C까지만 측정이 되고 그 후로는 측정이 불가능했다. 연소실의 온도는 낮지만 혼합비의 조절로 자연발화와 연소가 가능함을 알 수 있었다.

### 3.3.2 연료 혼합비 0.72

0.63의 혼합비로 자연발화에 의한 연소를 확인한 후 혼합비를 더 높여서 0.72로 실험을 수행하였다. 그림 3.9와 3.10은 점화시의 시간에 따른 연소실 온도와 대기압으로 무차원화된 압력을 보여주고 있다. 연소실내에서 온도가 가장 낮은 T4에서의 온도를 나타내었다. 케로신이 분사되어 점화되는 순간 연소실 온도 T4는 420°C에서 급격히 상승한다. 압력은 점화에 의해 연소가 일어나며 3.2기압에서 6.2기압까지 약 두 배정도 상승함을 확인할 수 있다. 이때 연소실 출구에서는 그림 3.11처럼 초음속 화염이 관측된다. 압력 값은 연소가 일어나는 동안 안정적으로 유지되고 있는데 실제 실험에서도 출구에서 안정적인 화염을 관찰할 수 있었다.

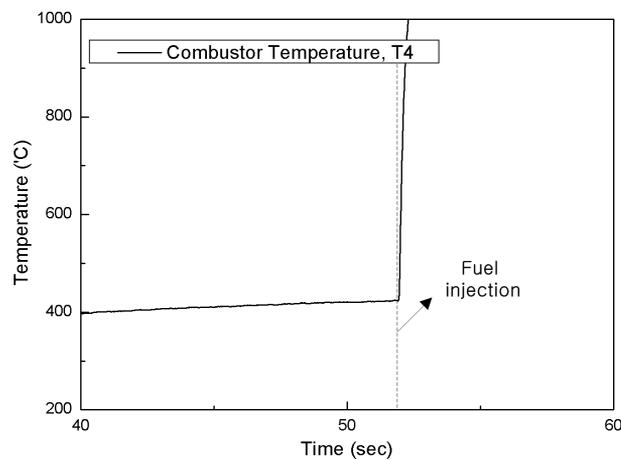


그림 3.9 점화시의 연소실 온도(T4)  
(혼합비 0.72)

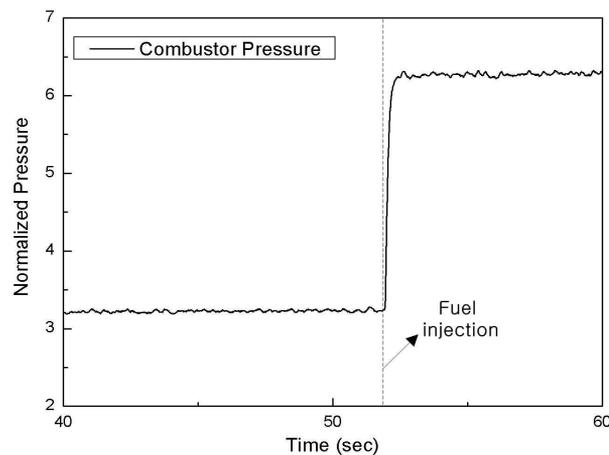


그림 3.10 점화시의 연소실 압력  
(혼합비 0.72)

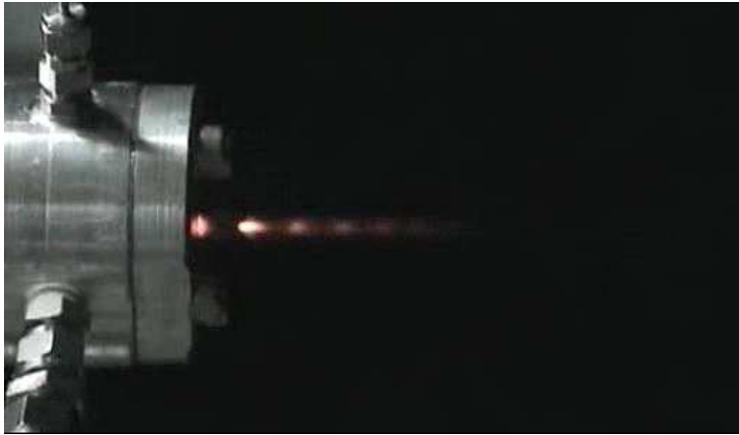


그림 3.11 점화시의 연소실 출구에서의 화염

모든 실험에서 연소실 온도는 케로신의 자연발화 온도보다 높았지만 연소실의 온도가 충분히도 혼합비가 0.6이하의 경우 연소는 일어나지 않았다. 연소실 온도가 같은 경우라면 자연발화를 일으키는데 혼합비가 중요한 요소임을 알 수 있다.

### 3.3.3 자연발화의 한계조건

자연발화가 일어나는 한계조건을 찾기 위해 앞서 발화에 성공한 혼합비 0.63에 대한 실험 조건에서 온도를 낮춰가며 발화 후 연소현상을 확인하였다. 혼합비 0.63에서는 T4의 온도가 420℃, 연소실의 압력 3.2기압에서 자연발화가 발생했었다. 그림 3.12와 3.13은 시간에 따른 온도와 압력의 변화를 나타내고 있다. 연료는 T4온도 약 395℃에서 분사되었다. 이는 앞선 실험보다 30℃정도 낮은 온도이다. 이 실험에서는 짧은 시간동안 화염이 관찰되었다. 온도 그래프를 살펴보면 연료 분사 후 급격히 연소실 온도는 상승하여 자연발화는 확인되었으나 안정적인 연소는 지속되지 않고 바로 온도가 하강하는 것을 알 수 있다.

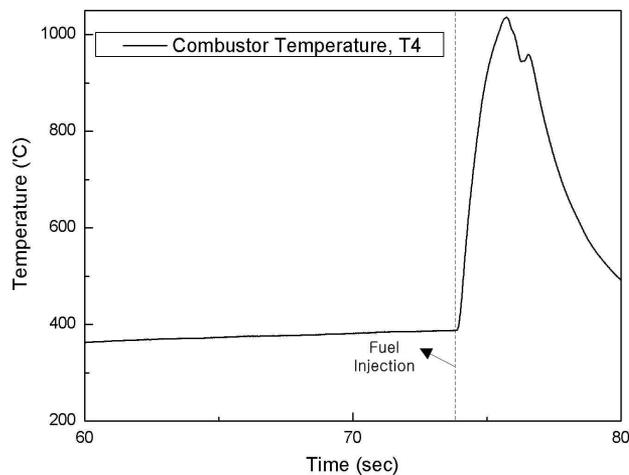


그림 3.12 점화시의 연소실 압력  
(혼합비 0.63)

압력 그래프에서도 마찬가지로 점화 후 약 두 배 정도 압력이 상승하지만 짧은 시간 일정 압력을 유지하고 다시 하강하고 있다. 초기에는 자연발화를 일으킬 수 있는 조건이었으나 지속적이고 안정적인 연소를 유지시키지는 못하는 것으로 보인다. 이 실험의 조건이 임계점으로 보이며 이보다 낮은 온도에서는 자연발화 및 연소가 일어나지 않았으며 화염 또한 관찰할 수 없었다.

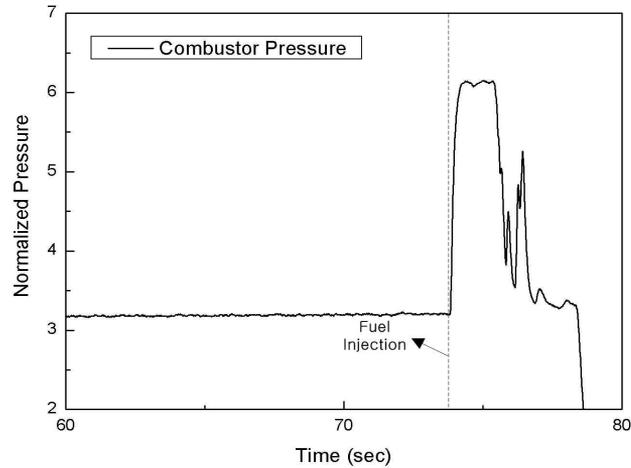


그림 3.13 점화시의 연소실 압력  
(혼합비 0.63)

또한 모든 자연발화 및 연소는 초기 압력이 연소실 출구에서 choking 조건을 만들 수 있는 약 3기압 이상에서 발생했으며 연소 후 약 두 배 정도 연소실 압력이 증가하였다. 본 실험 조건에서의 자연발화 한계조건은 연소실에서 가장 낮은 온도가 400℃ 이상, 그리고 연료 혼합비는 0.6 이상인 조건이었다.

## IV. 결론

본 연구에서는 공기 흡입형 추진기관의 초기 추력 제공 단계에 과산화수소 가스발생기를 이용한 이원추진제 로켓을 적용하는 새로운 개념을 제시하였고 이 개념에 대한 기초실험으로서 촉매 분해된 과산화수소 제트와 케로신의 자연발화 및 연소 특성을 연구하였다. MIL16005F 준하는 90%와 이를 단순 증류시켜서 얻은 95% 농도 두 종류의 과산화수소와 케로신은 Jet-A1을 사용하였다. 과산화수소는 안정적인 수명을 가지며 고농도의 과산화수소의 촉매 분해 온도에 견딜 수 있도록 LSC촉매와 백금촉매를 혼합사용한 이원 촉매 베드를 통하여 고온의 산소와 물로 분해되었으며 축소 노즐을 통해 연소실로 분사되었고 축소 노즐을 통한 이후에도 케로신의 대기압 하에서의 자연발화온도 이상을 유지하였다. 연소실에서 케로신은 촉매 분해된 과산화수소 제트에 인젝터를 통하여 수직으로 분무되었다. 95% 농도의 과산화수소는 분해온도가 700℃이상 이르고 제트의 온도가 대기압 하에서의 케로신의 자연발화 온도인 320℃보다 훨씬 높은 500℃에 가까웠으나 혼합비 0.32, 0.57의 실험에서 자연발화는 일어나지 않았다. 하지만 90% 농도의 과산화수소를 이용한 실험에서는 연소실 내부온도 약 420℃이상에서 혼합비를 0.63으로 높임으로서 자연발화에 성공할 수 있었고 발화 후 연소가 안정적으로 지속됨을 확인하였다. 본 실험 조건에서의 자연발화 한계조건은 연소실에서 가장 낮은 온도 T4가 400℃ 이상, 그리고 연료 혼합비는 0.6 이상, 초기 연소실 압력 출구에서 choking 조건을 만들 수 있는 약 3기압 이상이였다. 또한, 본 실험을 통하여 초기 추력 제공을 위해 친환경 추진제로 각광 받고 있는 과산화수소를 이용한 이원추진제 로켓 시스템이 결합된 새로운 개념의 공기 흡입형 추진기관의 장래성 및 가능성을 확인할 수 있었다.

## 후기

이 논문은 2007년도 정부(과학기술부)의 재원으로 한국과학재단의 국가지정연구실사업으로 수행된 연구임(No. R0A\_2007\_000\_20065\_0).

## 참고문헌

- [1] E. Wernimont, M. Ventura, G. Garboden, P. Mullens, "Past and Present Uses of Rocket Grade Hydrogen Peroxide," *2nd International Hydrogen Peroxide Propulsion Conference*, Purdue Univ. Nov. 7-10, 1999
- [2] F. Grafwallner, "Hydrogen Peroxide(HP) Potential for Space applications, " *2nd International Conference on Green Propellants for Space Propulsion*, Cagliari, June 7-8, 2004
- [3] J. C. Sisco, B. L. Austin, J. S. Mok, and W. E. Anderson, "Autoignition of Kerosene by Decomposed Hydrogen Peroxide in a Dump-Combustor Configuration," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 21, No. 3, May-June 2005, pp.450-459
- [4] N. Tsujikado, M. Koshimae, R. Ishikawa, K. Kitahara, and A. Ishihara, "90% Hydrogen Peroxide/Polyethylene Solid Fuel Hybrid Rocket Engine," *41st Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 10-13 July, Tucson, AZ, AIAA 2005-4091
- [5] Sungyong An, Hayoung Lim, and Sejin Kwon, "Hydrogen Peroxide Thruster Module for Microsatellites with Platinum Supported by Alumina as Catalyst," *43rd Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 8-11 July, Cincinnati, OH, AIAA 2007-5467
- [6] [www.astronautix.com/props/h2oosene.htm](http://www.astronautix.com/props/h2oosene.htm)
- [7] Mark C. Ventura, "Long Term Storability of Hydrogen Peroxide," *41st Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 10-13 July, Tucson, AZ, 2005
- [8] E. Wernimont, and Heister, S.D., "Combustion Experiments in a Hydrogen Peroxide/Polyethylene Hybrid Rocket with Catalytic Ignition," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 16, No. 2, 2000, pp.318-326
- [9] J. J. Rusek, "New Decomposition Catalysts and Characterization Technique for Rocket-Grade Hydrogen Peroxide," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 12, 1996, pp.574-579
- [10] J. S. Mok, W. J. Helms, J. C. Sisco, and W. E. Anderson, "Thermal Decomposition of Hydrogen Peroxide, Part 1; Experimental Results," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 21, No. 5, Sept-Oct 2005
- [11] Trisha R. Beutien, Stephen D. Heister, John J. Rusek, and Scott Meyer, "Cordierite-based Catalytic for 98% Hydrogen Peroxide," *38th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 7-10 July, Indianapolis, IN, 2002
- [12] [www.orbital.com](http://www.orbital.com)
- [13] James Ponzo, "Small Envelope, High Flux 90% Hydrogen Peroxide Catalyst Bed," *39th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 20-23 July, Huntsville, AL, 2003
- [14] D. Gibbson, M. Paul, and P. Jolley, "Energetic Green Propulsion for Small Spacecraft," *37th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 8-11 July, Salt Lake City,

UT, 2001

[15] S. Z. Barley, P. L. Palmer, J. R. Wallbank, and A. M. Baker, "Characterisation of a Monopropellant Microthruster Catalytic Bed," *41st Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 10-13 July, 2005, Tucson, AZ,

[16] S. Z. Barley, and P. L. Palmer, "Evaluating the Miniaturisation of a Monopropellant Thruster," *42nd Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 9-12 July, 2006, Sacramento, CA

[17] 권혁모, "과산화수소 가스발생기 개발을 위한 촉매 분해 반응 연구," 석사학위논문, 한국과학기술원 기계공학과 항공우주공학전공, 2005년

[18] 량성민, "과산화수소 기화기를 이용한 하이브리드 가스발생기," 석사학위논문, 한국과학기술원 기계공학과 항공우주공학전공, 2006년

[19] [www.spaceuk.org/http/http.htm](http://www.spaceuk.org/http/http.htm)

[20] William H. Heiser, and David T. Pratt, 1994, Hypersonic Airbreathing Propulsion, AIAA Inc., Washington, DC, pp. 446

[21] Uwe Hueter, and Jim Turner, "Rocket-Based Combined Cycle Activities In The Advanced Space Transportation Program Office," *AIAA99-2352*, 1999

[22] Shigeki Aoki, Jongsun Lee, Goro Masuya, Takeshi Kanda, and Kenji Kudo, "Aerodynamic Experiment on An Ejector-Jet," *Journal of Propulsion and Power*, Vol.21, No.3, May-June 2005, pp.496-503

[23] William J.D. Escher, Eric H. Hyde, and David M. Anderson, "A User's Primer for Comparative Assessments of All-Rocket and Rocket-Based Combined-Cycle Propulsion Systems for Advanced Earth-to-Orbit Space Transport Applications," AIAA95-2474, 1995.

[24] William J.D. Escher, "Rocket-Based Combined-Cycle (RBCC) Powered Spaceliner Class Vehicles Can Advantageously Employ Vertical Takeoff and Landing (VTOL)," AIAA95-6145, 1995.

[25] Richard W. Foster, William J.D. Escher, and John W. Robinson, "Studies of an Extensively Axisymmetric Rocket Based Combined Cycle (RBCC) Engine Powered SSTO Vehicle," AIAA89-2294, 1989.

[26] Dr. John R. Olds, "Options For Flight Testing Rocket-Based Combined-Cycle (RBCC) Engines," AIAA96-2688, 1996.

[27] C. Trefny, "An Air-Breathing Launch Vehicle Concept for Single-Stage-to-Orbit," AIAA99-2730, 1999.

[28] Shigeki Aoki, Jongsun Lee, and Goro Masuya, "Experimental Investigation of an Ejector-Jet," AIAA2003-188, 2003.

[29] William J.D, and Robert E. Schnurstein, "A Retrospective On Early Cryogenic

Primary Rocket Subsystem Design As Integrated Into Rocket-Based Combined-Cycle (RBCC) Engines,” AIAA93-1944, 1993

[30] Takeshi Kanda, and Kenji Kudo, “A Conceptual Study of A Combined Cycle Engine for An Aerospace Plane,” AIAA 2002-5146, 2002

[31] Geunhong Park, and Sejin Kwon, "Thrust Characteristics of Axi-Symmetric Annular Bell Type Ejector-Jets," 43rd Joint Propulsion Conference and Exhibit, 8-11 July, Cincinnati, OH, AIAA 2007-5372

[32] 임하영, “비에열 시동 특성을 갖는 이원 촉매 베드 과산화수소 가스발생기,” 박사학위논문, 한국과학기술원 기계공학과 항공우주공학전공, 2007

[33] 최지훈, “원통형 분무 연소기 내에서의 자연 발화,” 석사학위논문, 한국과학기술원 기계공학과 항공우주공학전공, 1999년

[34] George P. Sutton, 1992, Rocket Propulsion Elements, John Wiley & Sons, Inc., Sixth Edition, pp. 302