

研究論文

분해된 과산화수소와 케로신을 이용한 1,200 N 급
이원추진제 로켓 엔진의 연구

조성권* · 안성용** · 김종학*** · 윤호성*** · 권세진****†

Study on 1,200 N-class bipropellant rocket engine using
decomposed H₂O₂ and kerosene

Sungkwon Jo* · Sungyong An** · Jonghak Kim*** · Hosung Yoon*** · Sejin Kwon****†

ABSTRACT

As part of preliminary study for development of 1,200 N-class bipropellant rocket engine with the concentrated hydrogen peroxide, bipropellant engine elements were designed and experimentally tested. The catalysts of MnO₂ and MnO₂ added Pb as an additive were compared to achieve high decomposition performance and the catalytic reactor with MnO₂ added Pb was designed and its decomposition efficiency of 97.2% was achieved. The autoignition tests of kerosene by decomposed hydrogen peroxide were carried out under various equivalence ratios to ignite without additional ignition sources. Autoignition were achieved in all experimental conditions and C* efficiencies at each condition were at or above 90%. From the measured thrust results, the highest value was 830 N which is in corresponds with 1,035 N at vacuum level assuming C* efficiency equals I_{sp} efficiency.

초 록

고농도 과산화수소를 이용하는 1,200 N 급 이원추진제 로켓 엔진 개발을 위한 선행 연구의 일환으로 이원추진제 엔진 요소를 설계하고 실험적으로 연구하였다. 공급된 과산화수소의 분해 성능을 비교하기 위해, MnO₂와 Pb가 첨가된 MnO₂ 촉매들에 대한 실험을 하였다. 실험결과를 바탕으로, 촉매 반응기를 설계하였으며, 97.2%의 분해 효율을 얻었다. 별도의 점화원이 없이 자연점화를 이용하기 위해, 다양한 당량비에 대해 자연점화 실험을 수행하였다. 모든 실험조건에서 자연 점화를 확인하였으며, C* 효율은 90% 혹은 그 이상을 보였다. 추력측정 결과, 가장 높은 추력은 830 N을 보였으며, C* 효율과 I_{sp} 효율을 같다고 가정했을 때, 진공 추력 1,035 N으로 계산되었다.

Key Words: Bipropellant(이원추진제), Kerosene(케로신), Hydrogen Peroxide(과산화수소), Catalyst(촉매), Manganese Oxide(산화망간), Autoignition(자연점화)

접수일 2010. 5. 31, 수정완료일 2010. 9. 26, 게재확정일 2010. 10. 5

* 정회원, KAIST 항공우주공학과

** 정회원, 한국원자력안전기술원 신형로평가실

*** 정회원, (주)스페이스솔루션 개발팀

**** 종신회원, KAIST 항공우주공학과

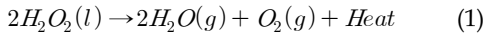
† 교신저자, E-mail: trumpet@kaist.ac.kr

[이 논문은 한국추진공학회 2010년도 춘계학술대회(2010. 5. 27-28, 대한항공 중앙교육원) 발표논문을 심사하여 수정 · 보완한 것임.]

1. 서 론

고농도 과산화수소는 가장 오래된 추진제 중 하나로, 인공위성 및 발사체 상단 자세제어용 단 이원추진제 및 가스발생기용 추진제로써 널리 사

용되었다[1]. 또한 Gamma2, 8 발사체 1단의 엔진에서 산화제로 사용되었다[2]. 하지만 약 20-30% 높은 비추력을 보이는 하이드라진과 이를 분해시킬 Shell 405의 개발로 과산화수소를 대체하게 되었다. 이원추진제의 경우, 액상 산소(LOX), 사산화질소(N_2O_4) 등을 사용하여 보다 높은 성능을 보이는 발사체 엔진의 개발이 주를 이루었다. 오늘날 환경에 대한 관심이 높아지면서, 독성이 강하고 인체에 유해한 추진제들을 대체하기 위한 노력이 많은 연구진들에 의해 수행되고 있다. 대안으로 친환경 추진제인 과산화수소의 연구가 다시 관심을 받고 있으며[3-6], 이원추진제의 경우, 극저온 추진제인 액상 산소나 독성이 강한 사산화질소 보다 장기간 보관이 용이한 친환경 과산화수소를 산화제로 하는 로켓 엔진에 대해 연구 또한 활발해지고 있다[7-12].



과산화수소는 Eq. 1과 같이 촉매반응에 의해 고온의 수증기와 산소로 분해된다. 이 때, 발생된 산소는 이원추진제의 산화제로 사용되며, 고농도 과산화수소의 단일분해온도가 일반적인 탄화수소계열 연료의 점화온도보다 높기 때문에 촉매분해 반응에 의해 발생한 열을 이용하여 별도의 점화원 없이 자연점화를 시킬 수 있는 장점을 지닌다. 농도별 과산화수소의 단일분해 온도 및 생성물의 몰 비를 Table 1에 정리하였다.

과산화수소를 산화제로 사용하는 이원추진제의 경우, 자연점화를 이용한 점화방식을 적용하기 위해 크게 두 가지 방식이 적용 및 연구되고 있다. 첫 번째는 촉매반응기에서 과산화수소를

분해시킨 후 분해된 과산화수소 즉, 고온의 수증기와 산소를 연소기로 공급하며, 이와 동시에 연료를 산화제 유동에 분사시켜서 자연점화 시키는 방법이다[7-11]. 두 번째는 액상의 연료 및 산화제를 연소기에 동시에 분사시키는 방법이며, 이때 연료에는 과산화수소를 분해시킬 수 있는 액상의 촉매를 혼합하여, 연료와 과산화수소가 혼합되는 동시에 분해열에 의해 점화되는 방법이다[12]. 전자의 경우, 과산화수소 유량에 적합하도록 촉매 및 촉매반응기의 설계가 선행되어야 하며, 촉매의 성능에 의해 이원추진제 엔진의 무게 및 크기에 제한을 받을 수 있다. 후자의 경우, 액상-액상 인젝터의 경우 구조가 복잡하고, 연료와 액상촉매 사이의 혼합특성에 큰 영향을 받으며 일반적으로 촉매의 분사량이 큰 점을 고려했을 때, 추력의 감소가 불가피하다[13].

본 연구에서는 케로신과 촉매에 의해 분해된 과산화수소를 산화제로 사용하는 1,200 N 급 이원추진제 로켓 엔진의 개발을 위한 촉매반응기 및 자연점화 성능을 연구하고자 한다. 과산화수소 분해용 반응기의 최적 설계를 위해, MnO_2 과 Pb가 첨가된 MnO_2 , 두 가지 촉매에 대해 공급 유량 변화에 따라 분해성능을 확인하였다. 또한 자연점화 성능을 검증하기 위해, 당량비 변화에 따른 점화 및 연소의 안정성을 시험하였으며, 특성속도(characteristic velocity, C^*)의 효율을 비교하고, 추력을 측정함으로써 설계된 이원추진제 로켓 엔진의 성능을 분석하고자 하였다.

2. H_2O_2 /Kerosene 이원추진제 엔진

과산화수소와 케로신을 추진제로 하는 이원추진제 엔진의 경우, 크게 과산화수소 분해용 촉매반응기, 케로신 분사용 인젝터, 연소실 및 C-D(Converging-Diverging) 노즐로 구성된다. 연소기 및 C-D 노즐의 경우, 진공에서 1,200 N 급 추력을 달성할 수 있도록 설계되었으며, 이원추진제 엔진의 개략도 및 온도와 압력 측정 위치를 Fig. 1에, 각 요소별 설계 제원은 Table 2에 보였다.

Table 1. Adiabatic decomposition temperature and product mole fraction of H_2O_2 [14]

Concentration of H_2O_2	Adiabatic temperature	H_2O	O_2
80%	503 °C	0.746	0.254
85%	626 °C	0.727	0.273
90%	749 °C	0.708	0.292
95%	871 °C	0.687	0.313

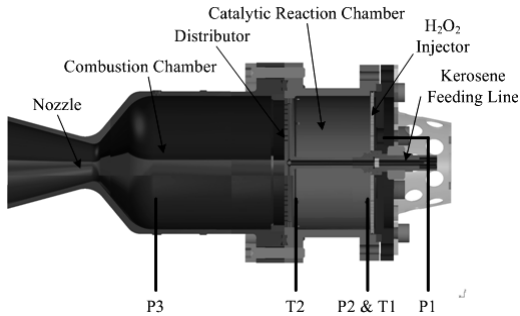


Fig. 1 Schematic of designed 1,200 N-class H₂O₂/Kerosene bipropellant rocket engine

Table 2. Specification of designed rocket

Parameter	Value
Thrust at vacuum	1,200 N
Chamber pressure	30 bar
Oxidizer	90 wt.% H ₂ O ₂
Fuel	Kerosene
Total mass flow rate	417 g/s
O/F ratio	7.2
Chamber diameter	60 mm
Throat diameter	16.8 mm
Area ratio	4.95 (at sea level)
Designed area ratio	20 (at vacuum)
Characteristic length (without / with catalyst)	0.95 m / 1.39 m

2.1 촉매 제작 및 촉매반응기 설계

과산화수소 분해를 위한 촉매로 가격대비 성능이 우수한 산화망간계열의 촉매를 사용하였다. 안 등[18, 19]에 의해 MnO₂ 촉매의 성능에 대한 실험이 수행되었으며, Hanjing Tian 등[20]은 MnO₂에 Pb를 첨가함으로써 더 높은 촉매 활성도를 보일 수 있음을 제안하였다. 본 논문에서는 두 가지 촉매를 제작하여 촉매반응기를 이용한 직접적인 성능평가를 수행하였다.

촉매의 활성도는 촉매 지지체의 표면에 직접적인 영향을 받으며[21], 높은 활성도를 얻기 위해 255 m²/g의 비표면적을 갖는 감마 알루미늄산화물(Al₂O₃)을 촉매 지지체로 선정하였다. 촉매 지지체는 10-16 mesh(직경 1.18-2.0 mm)크기를 이용하였다. MnO₂ 촉매를 위한 전구체로는 과망

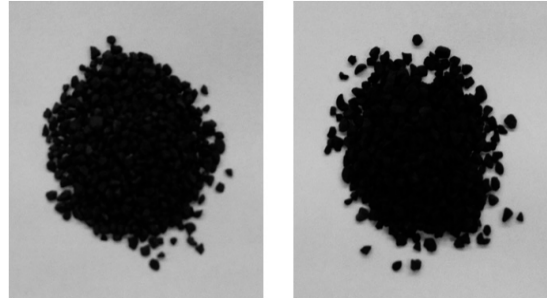


Fig. 2 Catalysts(left: MnO₂, right: MnO₂+PbO)

간산나트륨을 이용하였으며, Pb를 첨가를 위한 전구체로 질산납을 이용하였다. 촉매 담지는 함침법 중 하나인 단순 침적법을 변형하여 적용하였으며, Pb 첨가 시, Mn과 몰 비로 1:1 비율로 혼합하여 제작하였다. 담지 과정으로 지지체를 전처리 후, 전구체 용액에 24 시간에 걸쳐 흡수, 상온에서 건조 및 하소과정을 거쳐 최종적으로 MnO₂/Al₂O₃와 MnO₂+PbO/Al₂O₃를 완성하였다. Fig. 2에 완성된 각각의 촉매를 보이고 있으며, 전체적으로 짙은 갈색을 띄며 Pb가 첨가된 경우 좀 더 검은색에 가까운 색을 보였다.

촉매 반응기는 공급된 과산화수소를 모두 분해시킬 수 있어야 하며, 너무 크게 설계될 경우, 크기와 무게가 증가할 뿐 아니라 여분의 촉매가 열을 흡수하여, 반응기 출구에서의 온도가 감소하게 된다. 즉 촉매반응기는 촉매 베드에서의 압력강하를 최소화하고, 반응기 출구에서 단일분해 온도에 가깝도록 최적화할 필요가 있다. 본 연구에서는 과산화수소 추력기의 촉매반응기 사이징에 대한 연구를 수행한 An 등[16]이 제시한 방법인 촉매 용량 (catalyst capacity)을 이용하여 설계하였다. 촉매 용량은 공급유량을 촉매 베드의 부피로 나눈 값으로, 본 연구에서는 촉매 용량을 3.8 g/s · cm³으로 가정하여 설계, 직경 6.0 cm, 길이 3.5 cm의 촉매반응기를 제작 하였다.

2.2 연료 인젝터 형상

연료 분사용 인젝터의 경우, 이원추진제 로켓의 성능에 큰 영향을 미치는 것으로 보고되고 있으며[15], 관련 핵심기술은 기술 선진국의 기

밀로 공유되고 있지 않기 때문에 독자적인 개발 및 검증이 필수적이다.

연료 인젝터의 경우, 조 등[17]에 의해 제안된 분해된 과산화수소 유동의 재순환 영역에서 자연점화를 이용할 수 있는 연료 인젝터를 적용하여 설계하였다. 분해된 과산화수소의 이용에 적합하며, 탄화수소계열 연료의 자연점화를 효과적으로 유도할 수 있는 인젝터 형상이 제안되었으며, 기본 원리는 Fig. 3과 같다. 촉매반응기에서 촉매를 안정적으로 고정시키며, 이와 동시에 분해된 기상의 생성물을 연소기로 고르게 공급하기 위해 분배기(distributor)는 반드시 필요하다. 제안된 연료 인젝터는 분배기를 지나는 분해된 과산화수소의 국부적 재순환 영역에 연료를 공급함으로써 별도의 화염 안정기(flame holder)없이 자연점화를 구현할 수 있다. 즉, 분배기와 연료 인젝터 역할을 동시에 수행함으로써, 엔진의 설계를 단순화할 수 있으며, 크기와 무게를 최소화할 수 있다.

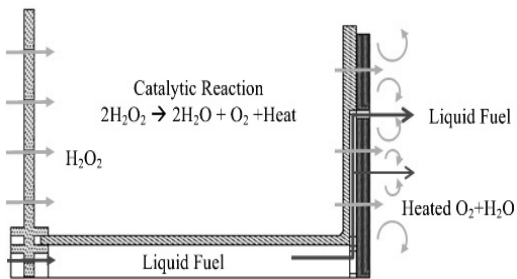


Fig. 3 Basic principle of the proposed fuel injector integrated a distributor

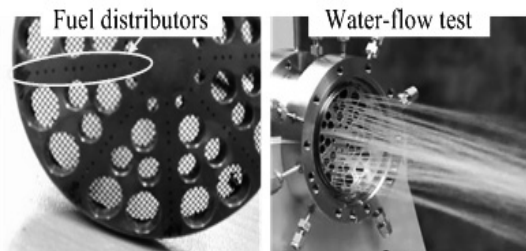


Fig. 4 Pictures of the fuel injector & fuel distributors and water-flow test

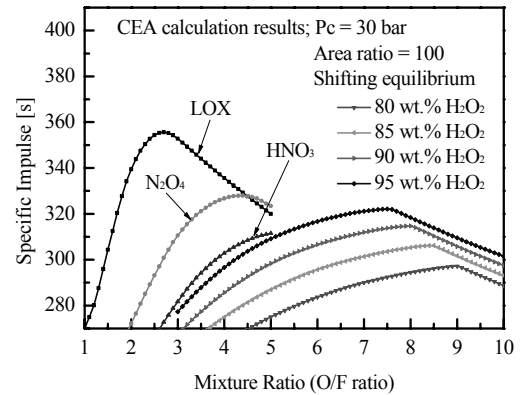


Fig. 5 Comparison of specific impulse, I_{sp} between oxidizers with kerosene

설계 및 제작된 연료 인젝터의 실물 형상과 수류 테스트 모습은 Fig. 4에 보였다. 케로신의 유량은 촉매 반응기를 지나는 중심 유로에 단일 오리피스에 의해 결정되도록 설계하였으며, 오리피스 직경은 1.8 mm, 설계 차압은 5.4 bar이다. 또한 연료를 연소실에 효율적으로 분산시키기 위해, 샤워헤드 방식 (shower-head type)의 0.4 mm의 오리피스가 한 방향에 12 개씩 45도 간격으로 총 96 개가 배열되도록 하였다.

과산화수소를 산화제로 하는 이원추진제 엔진의 경우, 대부분 약 7-9의 높은 O/F (Oxidizer/Fuel mass) 비율에서 최적의 비추력을 보인다 (Fig. 5). 액체 산소나 사산화질소의 경우 약 2-4의 O/F 비율에서 최적 비추력이 나타나는 것을 감안했을 때, 과산화수소와 연료와의 높은 혼합 효율을 달성하기가 상대적으로 어렵다. 이러한 이유로 제안된 연료 인젝터를 이용한 연료희박 조건에서의 자연점화 시험이 수행되었으며, 극도로 연료희박 조건인 당량비 0.26에서도 안정적인 자연점화가 보고되었다[17].

본 연구에서는 설계 추력을 달성하기 위해, 당량비 변화에 따른 로켓 엔진의 C^* 효율을 평가하고, 추력 측정을 통해 엔진 성능을 평가하였다. 또한 가장 높은 비추력 성능을 보이는 당량비에 대해, 연소실 압력 및 C^* 성능을 설계 수치와 비교·분석하고, 진공 예상 추력을 예측하였다.

3. 성능 시험 결과

3.1 촉매 성능 시험

MnO₂와 Pb가 첨가된 MnO₂ 촉매들의 성능을 단일추진제 모드로 5 초간 과산화수소를 공급하여, 성능을 비교하였다. 공급 압력을 조절하여 유량을 증가시키면서 실험을 수행하였으며, 촉매 반응기 입구와 출구에서의 K-type 열전대를 통한 온도 측정으로 분해 효율을 측정하였다.

10-16 mesh 크기, MnO₂와 Pb가 첨가된 MnO₂의 유량 변화에 따른 실험이 수행되었으며, Fig. 6과 Fig. 7에 결과를 각각 보이고 있다. 과산화수소 공급 직전에 촉매 베드의 온도가 다소 높은 이유는 실험을 반복적으로 수행하였으며, 공

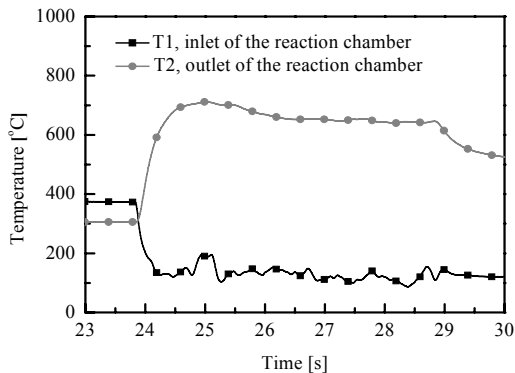


Fig. 6 Temperature result of MnO₂ catalyst at H₂O₂ flow rate of 202 g/s (10-16 mesh)

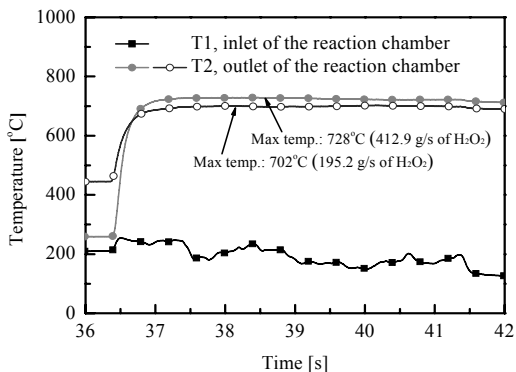


Fig. 7 Temperature results of MnO₂+PbO(10-16 mesh)

급 유량에 대한 촉매의 분해 성능을 알아보기 위한 실험으로, 단일 분해 온도와 비교를 통해 성능을 비교하였기 때문에 작동 초기 촉매가 다소 예열된 부분은 고려하지 않았다. 특히 Fig. 6에서 입구의 온도가 출구의 온도보다 높은 것은 작동 후 시간이 지남에 따라 온도 감소율이 촉매 베드 내부가 낮기 때문에 발생하였다. MnO₂의 경우, 약 202 g/s의 과산화수소 유량 조건에서 분해성능이 감소하는 것을 보이며, Pb가 첨가된 경우는 195.2 g/s의 유량은 물론, 412.9 g/s의 유량에서도 안정적인 분해 성능을 보였다. 촉매 알갱이 크기에 따른 성능 변화를 확인하기 위해, 16-20 mesh(직경 0.85-1.18 mm) 크기의 MnO₂촉매를 추가로 준비하였으며, 5초간의 단일추진제 모드에서 성능시험을 수행하였다. 촉매 지지체의 크기를 줄인 경우, 약 285 g/s의 과산화수소 유량 조건까지 완전 분해시킬 수 있었다. 실험 조건에 따른 촉매 분해성능은 Table 3에 정리하였다. 16-20 mesh 크기의 MnO₂을 이용해 50 N 급 단일추력기 특성을 연구한 An 등[19]의 연구결과로부터, 촉매 분해용량이 3.18 g/s · cm³으로 계산되었다. 이는 동일한 촉매 및 지지체 크기를 사용한 결과와 유사한 결과로, 실험을 통해 확립한 각 조건의 촉매 분해성능을 촉매반응기 설계에 활용할 수 있을 것으로 판단된다.

촉매반응기 설계에 있어서, 분해성능뿐만 아니라, 촉매 베드에 작용하는 압력강하를 반드시 고려해야 한다. Table 3에서 보인 것과 같이, 16-20 mesh의 경우, Pb를 첨가한 경우에 비해, 상대적으로 낮은 유량에 대해서도 작은 촉매 지지체 크기로 인하여 압력강하가 높게 측정됨을 알 수 있다. 높은 압력강하는 높은 공급 압력을 요구하며 시스템을 전체적으로 무겁게 하기 때문에, 부정적인 영향을 준다. 동일한 분해성능일 경우, 낮은 압력강하를 보이는 촉매 및 촉매지지체를 선정해야 하며, 본 연구에서는 Pb를 추가적인 활성물질로 첨가한 MnO₂를 과산화수소 분해용 촉매로 활용하였다. 촉매반응기 설계에서 가정했던 3.8 g/s · cm³보다 높은 4.2 g/s · cm³의 촉매 분해성능을 보였으며, 412.9 g/s 유량 조건에서

Table 3. The results of catalyst capacity and pressure drop

Mesh	Catalyst	Catalyst capacity ¹⁾	Pressure drop ²⁾
10-16	MnO ₂	< 2.07	> 8.5
10-16	MnO ₂ +PbO	4.23	19.3
16-20	MnO ₂	2.92	25.2

¹⁾: Unit is g/s · cm³

²⁾: Values are at maximum mass flow rate, bar

최고온도가 728 °C로 단일분해온도가 749 °C임을 감안하면, 분해 효율은 97.2%로 계산되었다. 이러한 결과를 바탕으로 설계 유량을 완전히 분해시킬 수 있을 것으로 기대할 수 있다.

3.2 자연점화 및 추력 성능

분해된 과산화수소에 의한 케로신의 자연점화 성능을 확인하기 위해, 점화 실험을 수행하였다. 실험조건은 Table 4에 보였으며, 총 유량은 가능한 동일하게 한 후 O/F 비를 변화시켜 비교하였다. 연료 희박 연소 조건에서의 효율은 매우 높게 보고되었으며[17], 본 연구에서는 실제 로켓 엔진 설계에 적용되며, 자연점화 특성 및 연소 성능이 다를 것으로 예상되는 연료 과다 영역에서의 실험을 수행하였다.

자연점화 성능은 과산화수소를 총 3 sec 분사하며, 이 때 1 sec가 지난 후, 케로신을 약 1 sec 정도 분사하여 압력, 유량 및 추력을 측정하여 분석하였다. 초기 과산화수소를 분사하는 1 sec는 분해된 과산화수소의 온도를 실험 별로 동일하도록 유지하기 위함이다. 점화시간이 1 sec로 짧기 때문에 별도의 냉각은 포함하지 않았다.

당량비 변화에 따른 자연점화 실험을 수행하였으며, 연소실 압력 및 특성 속도와 그 효율을 Fig. 8과 Fig. 9에 보였다. 과산화수소의 공급 및 연소실 압력을 Fig. 8에 보이고 있으며, 모든 실험조건에서 자연점화를 확인하였고, 매우 유사한 압력분포를 보였다. 연소실 압력은 단일추진제 모드에서 약 16.0 bar, 이원추진제 모드에서 약 26.9 bar로 측정되었으며, 매우 안정적인 압력분

Table 4. The experimental conditions for the autoignition test and performance estimation

No.	Total mass flow rate [g/s]	O/F ratio	Equivalence ratio
1	407.3	7.30	1.10
2	413.5	6.20	1.29
3	407.7	5.67	1.41
4	417.1	5.14	1.56
5	414.3	4.74	1.69
6	415.7	4.50	1.79

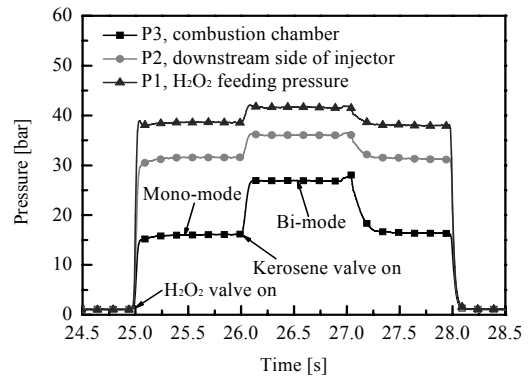


Fig. 8 Pressure variation of the feeding and the combustion chamber (total mass flow rate: 407.7 g/s, equivalence ratio: 1.41)

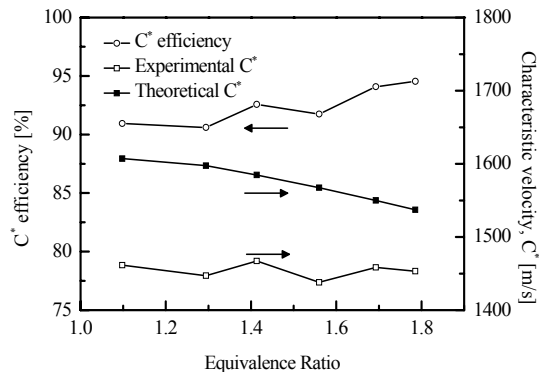


Fig. 9 C*, theoretical C* and C* efficiencies with respect to equivalence ratios

포를 보인다. 이원추진제 모드에서의 마지막 부

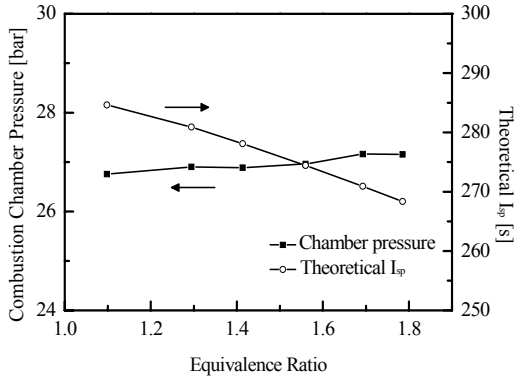


Fig. 10 Combustion chamber pressure and theoretical I_{sp} with area ratio of 20 with respect to equivalence ratios

분에서 압력이 다소 상승하는 부분은 실험과정에서의 안전을 고려하여, 케로신이 1 sec간 분사된 후, 연료 공급 라인의 케로신을 고압질소로 제거하는 퍼지(purge)과정에 의한 것이다.

각 실험조건에서 C*, 이론 C* 및 C*효율을 당량비의 변화에 따라 Fig. 9에, 연소실 압력 및 이론 I_{sp}를 Fig. 10에 나타내었다. 이론 C*와 이론 I_{sp}는 실험에서 측정된 연소실 압력조건을 CEA (Chemical Equilibrium and Applications) code [22]에 적용하여 계산하였다. 연소실 압력은 당량비 변화에 큰 차이를 보이지 않는 반면, C*효율은 다소 증가하는 경향을 보였다. 당량비가 1.0 보다 큰 경우, 연료 과다에 의한 불완전 연소가 발생하며, 다소 압력이 감소할 것으로 예상할 수 있다. 하지만 본 실험에서의 경우, 반대되는 경향을 보이고 있다. 이는 C*효율이 당량비 증가에 따라 다소 상승하며, 이에 따른 연소효율의 증가로 압력이 예상과 달리 다소 증가했다고 판단된다. 분해된 과산화수소에 의한 케로신의 자연점화는 액상 연료의 미립화 및 연소실로 분사되는 연료의 분포가 C*효율에 큰 영향을 주는 요소로 고려될 수 있다. 연료의 분포 및 혼합이 좋다고 하더라도 미립화가 좋지 못한 경우, 당량비가 증가할수록 추가 공급된 연료의 미립화 정도는 더욱 낮아지므로, C*효율은 감소할 것이다. 반면, 미립화에 비해 연료 분포가 좋지 못했을

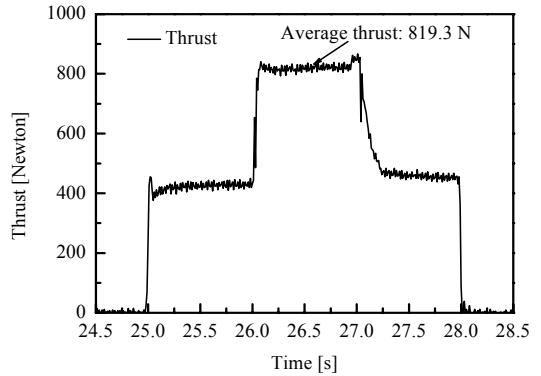


Fig. 11 The result of thrust measurement (total mass flow rate: 407.7 g/s, equivalence ratio: 1.41)

경우, 당량비가 증가할수록 추가 공급된 연료는 분해된 과산화수소의 고온에 의해 빠르게 미립화되고, 기화되어 국부적인 연료 과다 영역과 연료 희박 영역의 혼합을 향상시킬 가능성이 있다. 또한 연료 분사량이 많아질수록 분무 미립화 및 혼합을 증가시키기 때문에 C*효율이 증가할 수 있을 것이다. 본 연구에서의 실험을 통해 얻은 결과는 후자의 경우로 예상되며, C*효율을 증가시키기 위해서는 연료 인젝터에서 연소실로 연료를 고르게 분포시키며 분사할 수 있는 형상으로 고려되어야 할 것이다.

추력곡선 또한 모든 실험 조건에서 유사한 경향을 보였으며, 그 중 한 경우에 대해 Fig. 11에

Table 5. C* efficiencies and expected thrust with various area ratio(AR)

No.	C* effi. [%]	Thrust [N] (with various AR)			
		4.95 ¹⁾	20 ²⁾	50 ²⁾	100 ²⁾
1	90.93	811	1033	1098	1137
2	90.60	820	1031	1094	1131
3	92.58	819	1029	1090	1127
4	91.75	823	1029	1090	1126
5	94.10	830	1035	1095	1130
6	94.54	827	1034	1093	1128

¹⁾: Taken from experiments

²⁾: With assumption (I_{sp} efficiency = C* efficiency)

보였다. 단일추진제 모드에서 약 410 N, 이원추진제 모드에서 평균 약 819.3 N으로 측정되었다.

실험결과를 바탕으로, 설계 시 고려되었던 수치들과 비교했을 경우, 연소실 압력은 평균 27 bar로 약 3 bar의 차이를 보이고 있으며, C^* 효율은 92% 전·후를 보인다. 이는 앞서 언급했던 것과 같이, 연소 효율의 감소에 따른 연소 생성물의 압력 감소로 판단할 수 있으며, 연료 인젝터의 수정을 통해 C^* 효율을 더욱 향상시킬 수 있을 것으로 기대한다. 본 실험에서 획득한 추력 및 C^* 효율을 기반으로 진공에서의 예상추력을 I_{sp} 효율과 C^* 효율이 동일하게 가정하여 계산을 수행하였으며, Table 5에 보였다.

4. 결 론

분해된 과산화수소를 산화제로, 케로신을 연료로 하는 1,200 N 급 이원추진제 로켓 엔진 개발을 위한 선행 연구로서, 촉매 및 촉매반응기에 대한 성능평가를 수행하였다. 또한 과산화수소 분해열을 이용한 케로신의 자연점화 특성을 실험적으로 확인하였고, 당량비 변화에 따른 C^* 효율과 추력을 측정하였다.

과산화수소를 분해시키기 위한 촉매로 가격대비 성능이 우수한 산화망간 계열을 선정하였으며, MnO_2 와 Pb를 활성물질로 첨가한 MnO_2 , 두 가지 촉매에 대해 성능평가를 수행하였다. 촉매 지지체 크기는 10-16 mesh를 사용하였으며, 지지체 크기에 대한 변화를 확인하기 위해 MnO_2 의 경우에 대해 16-20 mesh로 추가 제작하였다. 실험결과, Pb가 첨가된 촉매는 $4.23 \text{ g/s} \cdot \text{cm}^3$ 의 촉매 분해성능을 보였으며, 지지체 크기를 줄여 (16-20 mesh) 반응성을 향상시킨 MnO_2 의 경우보다 약 30% 이상의 높은 성능을 보였다. 촉매 베드에서의 압력강하는 지지체의 크기가 작아질수록 높아지며, 본 연구에서는 10-16 mesh 크기의 MnO_2+PbO 촉매를 적용하였다.

분해된 과산화수소에 의한 케로신의 자연점화 및 그 성능을 검증하기 위해 점화실험을 수행하

였다. 그 결과, 모든 실험조건에서 안정적인 자연점화를 확인하였으며, C^* 효율은 92% 전·후 계산되었다. 당량비에 따른 연소실 압력 및 C^* 효율 측정을 통해, 보다 높은 연소효율을 얻기 위해 연소실로의 연료 분산도를 향상시킬 필요가 있음을 예상한다. 추력 측정 결과, 가장 높은 추력은 830 N 값을 보이며, C^* 효율을 I_{sp} 효율과 동일하게 가정하여 진공에서의 예상추력을 계산한 결과, 1,035 N 이다.

1,200 N 급 과산화수소/케로신 이원추진제 로켓 엔진의 개발을 달성하기 위해, 추가적인 다양한 연구가 필요할 것으로 판단한다. 개발을 위한 선행 연구로, 본 연구를 통해, 검증된 촉매의 성능은 최적화된 촉매반응기 설계를 위한 기초자료로 활용될 수 있을 것으로 기대된다. 또한 분배기를 연료 인젝터로 활용함으로써 로켓 엔진의 공간 효율성을 극대화함과 동시에, 재순환 유동을 이용하여 넓은 당량비 영역에서의 안정적인 자연점화 구현은 과산화수소를 산화제로 이용하는 이원추진제 로켓 엔진 개발에 매우 긍정적인 영향을 줄 것으로 판단된다.

후 기

이 논문은 2007년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국과학재단의 지원을 받아 수행되었으며, 이에 감사에 뜻을 전합니다. (No. R0A-2007-000-20065-0)

참 고 문 헌

1. M. Ventura, G. Garboden, "A Brief History of Concentrated Hydrogen Peroxide Uses," 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 1999-2739
2. Andrews, D., Sunley, H., "The Gamma Rocket Engines for Black Knight," Journal

- of the British Interplanetary Society, Vol. 43, Jul. 1990, pp.301-310
3. Ventura, M., Mullens, P., "The Use of Hydrogen Peroxide for Propulsion and Power," 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 1999-2880
 4. 임하영, 안성용, 권세진, "친환경추진제 "과산화수소"의 특성과 응용," 한국추진공학회 춘계학술회의, 2006, pp.283-287
 5. 안성용, 권세진, "액체추력기 촉매베드 크기 결정을 위한 실험적 방법," 한국추진공학회지, 제12권, 제3호, 2008, pp.24-33
 6. 하성업, 권민찬, 서건수, 한상엽 "발사체 추진제로서 과산화수소의 과거와 미래전망," 한국항공우주학회지, 제37권, 제7호, 2009, pp.717-728
 7. Coxhill, I., Richardson, G., and Sweeting, M., "An Investigation of a Low Cost HTP/Kerosene 40N Thruster for Small Satellites," AIAA Paper 2002-4155, July 2002
 8. 박근홍, 임하영, 권세진, "촉매 분해된 과산화수소 제트에 분사된 케로신의 자연발화 특성," 제14차 유도무기학술대회, 2007, pp.677-681
 9. Sisco, J. C., Austin, B. L., Mok, J. S., and Anderson, W. E., "Autoignition of Kerosene by Decomposed Hydrogen Peroxide in a Dump-Combustor Configuration," Journal of Propulsion and Power, Vol. 21, No. 3, 2005, pp.450-459
 10. 조성권, 권세진, "분해된 과산화수소를 이용한 케로신의 자연점화특성 조사," 한국추진공학회 추계학술대회, 2008, pp.397-400
 11. Jo, S., Kwon, S., "An investigation for autoignition by spray jet injection of fuel in the H₂O₂/Kerosene bipropellant thruster," 9th Asia-Pacific Conference on Combustion, 2009
 12. Cong, Y., Zhang, T., Li, T., Sun, J., Wang, X., Ma, L., Liang, D., Lin, L., "Propulsive Performance of a Hypergolic H₂O₂/Kerosene Bipropellant," Journal of Propulsion and Power, Vol. 20, No. 1, 2004, pp.83-86
 13. Wernimont, E. J., "Hydrogen Peroxide Catalyst Beds: Lighter and Better Than Liquid Injectors," 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA-2005-4455
 14. Hydrogen peroxide handbook, Air Force Rocket Propulsion Laboratory, AFRPL-TR-67-144, USA, 1967
 15. "Liquid Rocket Engine Injectors, NASA Space Vehicle Design Criteria (Chemical Propulsion)," NASA SP-8089, Mar. 1976
 16. An, S., and Kwon, S., "Scaling and Evaluation of Pt/Al₂O₃ Catalytic Reactor for Hydrogen Peroxide Monopropellant Thruster," Journal of Propulsion and Power, Vol. 25, No. 5, 2009, pp.1041-1045
 17. 조성권, 권세진, "케로신/과산화수소 이원추진제 추력기에서 산화제의 재순환을 이용한 연료회박 조건에서의 자연점화," 한국연소학회 추계학술대회, 2009, pp.129-132
 18. 안성용, 박대중, 정승미, 권세진, "인젝터 방식 및 촉매 알갱이 크기에 따른 과산화수소 단일추진제 추력기의 응답 특성," 한국추진공학회지, 제13권, 제1호, 2009, pp.19-26
 19. An, S., Brahmi, R., Kappenstein, C., Kwon, S., "Transient Behavior of H₂O₂ Thruster: Effect of Injector Type and Ullage Volume," Journal of Propulsion and Power, Vol. 25, No. 6, 2009, pp.1357-1360
 20. Tian, H., Zhang, T., Sun, X., Liang, D., Lin, L., "A Novel Mixed Metal Oxide Catalyst for the Decomposition of Hydrogen Peroxide," 2nd International Hydrogen Peroxide Propulsion Conference, 1999, pp.199-208
 21. 전학제, 서곤, 촉매개론, 제4판, 한림원, 2002

-
22. Gordon, S., and McBride, B. J., "Computer Applications," NASA Reference Publication 1311, 1994
Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and