

은을 촉매로 사용하는 과산화수소 추력기 개발

이수림* · 이충원**

Development of Hydrogen Peroxide Thruster adopted Silver Catalyst

Sulim Lee* · Choongwon Lee**

ABSTRACT

In recent years hydrogen peroxide has become considerably more attractive as a green rocket propellant so a laboratory model of hydrogen peroxide thruster adopted silver catalyst and a test facility has been developed to research a hydrogen peroxide propulsion. The design scheme of thruster and the test data are presented including ignition delay, efficiency of characteristic exhaust velocity. As a result, 95% of efficiency of characteristic exhaust velocity was obtained at steady state operation condition.

초 록

최근에 친환경 로켓 추진제로 과산화수소가 새로운 관심을 받게 됨에 따라 이에 대한 연구를 수행하기 위해 은을 촉매로 사용한 과산화수소 단일추진제 추력기와 시험설비를 개발하였다. 본 논문에서는 설계 제작된 추력기와 시험설비를 소개하고, 점화시험을 통해 연소실 압력 및 온도, 점화지연 시간, 특성 배기속도 등의 추력기 성능을 분석하였다. 점화시험 결과 정상상태 운전조건에서 95%까지의 높은 특성배기속도 효율을 확인하였다.

Key Words: Hydrogen Peroxide(과산화수소), Catalyst Bed(촉매 베드), Thruster(추력기) Monopropellant(단일추진제)

1. 서 론

고농도의 과산화수소(H_2O_2)는 촉매를 만나면 고온의 가스와 열을 발생시키는 연소반응과 유사한 특성이 있다. 이와 같은 특성으로 인해 과산

화수소는 세계 2차 대전 이후부터 추진제로 사용되기 시작하여 전후에도 우주 항공 분야에서 다양하게 적용되었다. 그러나 과산화수소는 비추력이 낮은 이유로 1970년 이후 하이드라진 등의 추진제로 대체되었으나 저독성의 친환경 특성과 다양한 적용성 등의 장점으로 최근에 다시 단일추진제 로켓에서 뿐만 아니라 이원추진제 로켓의 산화제로 과산화수소를 사용하는 것이 새로운 관심을 받고 있다 [1~4]. 과산화수소는 저추력이 요구되는 곳에서는

† 2007년 7월 2일 접수 ~ 2007년 8월 17일 심사완료

* 정희원, 국방기술품질원

** 종신회원, 경북대학교 기계공학부

연락처, E-mail: slim1218@hanmail.net

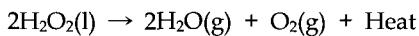
매우 간단한 구조의 단일추진 추력기에 사용할 수 있으며, 과산화수소가 분해 시 발생하는 고온의 산소와 과열 증기는 이원추진 또는 하이브리드 로켓에서 산화제로 사용 시 별도의 점화 장치 없이 액체 연료나 고체 연료의 자동 점화를 가능하게 하여 다양한 추력 영역 별로 신뢰성 높은 로켓의 제작을 가능하게 한다. 과산화수소 추진에 대한 연구는 미국과 유럽의 선진국들을 중심으로 활발하게 진행 중이며 과산화수소를 산화제로 사용하는 하이브리드 로켓의 경우 인공위성의 궤도 진입용과 군사용으로 사용하기 위한 연구와 액체 로켓의 경우 우주왕복선에서 재사용하는 추진체에 적용하기 위한 연구 등이 진행 중이다[5~7].

본 연구는 과산화수소 추진에 대한 연구를 수행하기 위해 순수 은을 기본 촉매로 사용하는 단일추진제 추력기와 시험설비를 설계 제작하여 점화시험을 통해 추력기의 성능특성을 분석하였다. 시험을 통해 추력기의 안정적인 작동을 위한 과산화수소와 촉매 등의 조건을 확인 할 수 있었으며 과산화수소 추력기 설계를 위한 기초 자료로 제시하고자 한다.

2. 과산화수소 추력기

2.1 촉매 베드(Catalyst Bed)

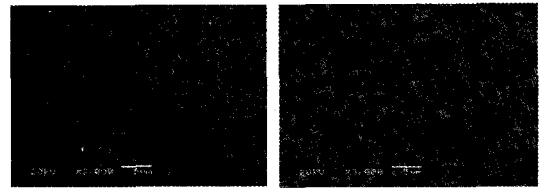
과산화수소는 촉매와 접촉 시 다음과 같은 화학반응을 일으키며 이와 같은 현상을 이용하여 매우 간단한 구조의 신뢰성이 높은 가스발생기 또는 추진 장치를 구성할 수 있다.



과산화수소 추진에서 가장 중요한 부분이 촉매라 할 수 있으며 촉매는 다양하게 구성할 수 있으나 현재까지 입증되고 많이 사용되는 방법으로 액체/액체 접촉, 펠렛 촉매 베드, 스크린 촉매 베드 등이 있다[1, 2, 8]. 본 연구에서는 높은 효율과 제작의 용이성 등을 고려하여 순수 은을 기본 촉매로 하는 스크린 베드 형태로 구성하여 적용하였다.

순수 은은 과산화수소의 분해에 매우 우수한

촉매이나 사용 전에 활성화를 통해 성능을 향상시키는데 다수의 선행연구에서는 사마리움($\text{Sm}(\text{NO}_3)_3$)으로 표면처리를 하여 사용하였다[9~11]. 그러나 사마리움의 활성화 기구에 대한 분석은 찾을 수 없으며 엔진의 시동 특성을 향상시킨다고 설명하고 있다. 또한 사마리움으로 촉매 표면을 처리하는 과정은 매우 복잡하며 엔진 작동 중에 탈락 가능성이 존재하여 보다 간편하게 적용할 수 있는 촉매 활성화 방안을 고려하게 되었다. 본 연구에 적용한 촉매 활성화는 촉매의 표면적을 넓히는 방법으로 은을 질산 용액으로 활성화하는 방안을 택하였다. 촉매의 활성화 조건은 질산의 농도와 처리 시간 등을 변경하여 처리한 후 촉매의 표면 변화와 일정량의 과산화수소 분해 속도를 확인하여 최적의 활성화 조건을 구하였다.



Before Activation

After Activation

Fig. 1 SEM Photo of Catalyst Surface($\times 3,000$)

Table 1. Configuration of Catalyst Bed

| 촉매베드 | 촉매수(매) | 총진압력(kg-f) | 비고 |
|------|-----------------|------------|-------------|
| CB 1 | 은 134 | 350 | A형에 적용 |
| CB 2 | 은 145 | 600 | |
| CB 3 | 은 125 SUS 20 | 600 | A-1형 엔진에 적용 |

Figure 1은 촉매 활성화 조건을 구한 후 촉매의 활성화 전, 후를 주사전자현미경(SEM)으로 3,000배 확대하여 비교한 사진으로 촉매 표면은 고르게 부식이 일어나 표면적이 활성화전에 비해 상당히 증가한 것을 볼 수 있다. 질산 용액을 사용한 활성화 효과는 점화시험에서 초기시동 특성과 높은 배기특성속도 효율을 통해 입증할 수 있었다.

촉매 베드는 스크린 베드 타입으로 은 스크린과 스테인레스(SUS 306) 스크린을 쌓아 촉매 베드를 구성하였다. 촉매는 0.31 mm 직경의 와이

어를 20 mesh로 잔 스크린을 직경 25 mm 원형으로 가공한 것으로 촉매 베드 구성 시 상, 하단과 중앙에 두께 4 mm의 분배판을 구성하여 촉매의 지지 및 주입된 과산화수소가 고르게 분포하도록 하였으며 중위의 분배판을 중심으로 촉매 스크린을 양분되어 채웠다. 촉매의 적정 충전 조건을 찾기 위해 Table 1에서와 같이 촉매 스크린의 양과 충전 압력을 증가 시키면서 촉매 베드를 구성하여 점화시험을 수행하였으며 최종적으로 촉매 베드CB 3을 기본형상으로 결정하였다.

2.2 추력기 엔진

추력기 엔진은 100 N 정도의 추력을 설계기준으로 하였다. 90% 농도의 과산화수소를 사용하고 엔진 작동을 10초 이상, 노즐 입구 정체 압력은 2 MPa, 노즐 입, 출구 압력비는 15로 설정하여 추력기 엔진과 설비를 설계, 제작하였다[12].

추력기 엔진의 상부에는 과산화수소를 공급하는 인젝터가 조립되며, 중앙에 과산화수소의 분해를 위한 촉매 베드와 연소실이 위치하고, 하부에 분해가스의 팽창을 위한 노즐로 구성된다. 촉매 베드 전, 후단에는 연소실의 압력 및 온도 측정을 위한 4곳의 홀이 있으며 노즐은 각도 130°의 half-cone 형태로 하였다. 초기 엔진모델(A Type)에서 엔진 작동 횟수 증가에 따라 연료가 촉매실 벽면을 따라 흐르는 채널링(channeling) 현상이 증가하는 것으로 분석되어 촉매실 벽면으로 흐르는 유동을 완전 차단할 수 있도록 촉매 베드 상단과 중앙에 위치한 분배판이 촉매실을 가로지르는 구조로 엔진(A-1 Type)을 개선하였다. A-1 Type 엔진의 단면도와 구성 부품은 Fig. 2, Fig. 3와 같다.

추력기 성능 특성을 연구하기 위해 연소실 압력 P_c 와 온도 T_c , 인젝터 오리피스 직경 d_i , 점화지연 t_d , 특성배기속도 c^* , 배기특성속도 효율 η_{c^*} 등의 성능 인자들을 점화시험을 통해 분석하였다. 특성배기속도 c^* 와 그 효율 η_{c^*} 는 연소실 압력 P_c , 노즐 목 면적 A_t , 추진제의 질량 유량 \dot{m} 으로부터 계산되어지며 아래식과 같다.

$$c^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}} \quad (1)$$

$$\eta_{c^*} = \frac{c_{\text{experimental}}^*}{c_{\text{theoretical}}^*} \times 100 \quad (2)$$

$c_{\text{theoretical}}^*$ 은 NASA-Lewis Thermochemistry code[13]로부터 계산할 수 있다.

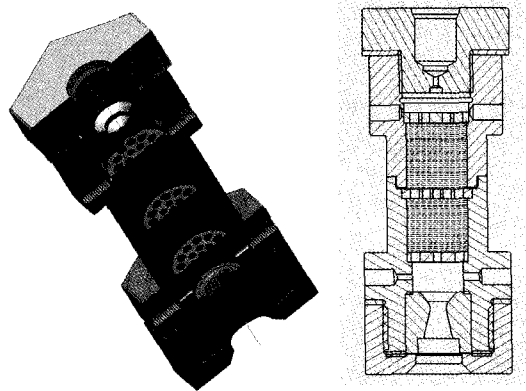


Fig. 2 Hydrogen Peroxide Thruster Engine(A-1)

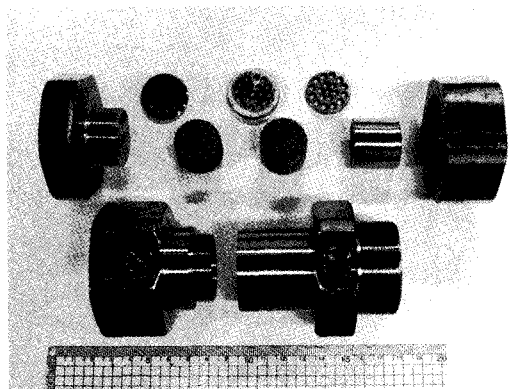


Fig. 3 Parts of Hydrogen Peroxide Thruster Engine(A-1)

2.3 시험 설비

Figure 4는 과산화수소 추력기의 시험 설비 개략도이다. 시험 설비 상단과 중앙에 1 l 용량의 가압용 질소 탱크와 과산화수소 탱크가 각각 위치하며, 엔진은 하단에 장착된다. 과산화수소

소의 공급은 10 MPa 정도의 질소 가스를 압력 조절기를 통해 적정 압력으로 감압하여 연료 탱크를 가압하는 방식으로 이루어진다. 가압 탱크, 연료 탱크, 인젝터 상류, 촉매 베드 전, 후단에 압력과 온도를 측정하기 위한 압력 및 온도 센서와 점화 밸브 상단에 과산화수소 유량 측정을 위한 유량계를 설치하였으며, 측정된 데이터는 데이터 획득 장치를 거쳐 컴퓨터에 저장된다.

2.4 로켓 연료급 과산화수소

과산화수소에 포함된 미량의 불순물이나 안정제도 촉매에 피독 작용을 발생시킴으로 촉매의 지속적인 사용과 엔진의 내구 수명을 위해 제거되어야 한다[2, 8]. 본 연구에 사용된 과산화수소는 불순물과 안정제가 제거된 30% 고순도 과산화수소를 회전식 진공 증류장치를 통해 물을 추출한 후 80% 이상의 로켓 연료급으로 농축하였다.

3. 시험 결과 및 고찰

초기 단계에 시도된 시험은 점화 실패, 연소실 압력 불안정, 점화 횟수 증가에 따른 연소실 압력 감소 및 점화 지연 시간 증가 등 다수의 문제점들이 확인되었다. 이들 문제점들의 원인으로는 촉매 부족, 과산화수소 공급계통 오염 및 과산화수소에 포함된 불순물에 의한 촉매 피독 등으로 확인되었으며 이들 요소에 대한 개선 후 성공적인 점화시험을 할 수 있었다[14].

Figure 5는 90% 과산화수소를 사용하여 점화 시험을 실시하였을 때 압력 추이를 보여주는 그래프이다. 과산화수소 공급 후 약 0.2 초의 지연 후 연소실 압력이 정상상태의 80% 이상에 도달하였으며, 약 3.5초간의 점화 기간 동안 촉매 전단과 후단의 연소실 압력은 매우 안정되어 있으며, 연료 차단 시의 연소실 압력 반응 또한 매우 우수한 것을 볼 수 있다. 점화지연은 과산화수소가 유로를 채우기 위한 시간과 과산화수소의 초기 분해 반응시간으로 구성되며 전자는 매우 짧은 시간이며 시험설비에 영향을 받으며, 후자

는 촉매의 종류 및 형태 시험조건 등에 영향을 받는다.

Figure 6은 엔진의 초기 온도별 점화지연 시간 추이를 나타낸 것이다. 초기 점화지연 시간은 엔진 온도 증가에 따라 급격히 감소하고 130 °C 이상에서는 서서히 감소하는 것을 볼 수 있다. 따라서 초기 점화지연 시간을 단축시키기 위해서는 엔진을 일정온도 이상으로 예열하거나 과산화수소의 유량이 정상상태로 공급되기 전 점화 초기에 소량의 과산화수소를 예비 공급하여 엔진의 초기온도를 상승시키면 점화지연을 단축시킬 수 있는 것을 알 수 있었다.

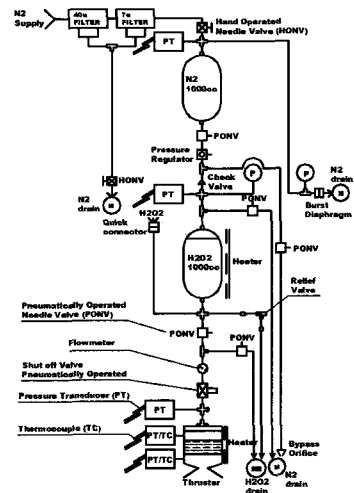


Fig. 4 Test Facility

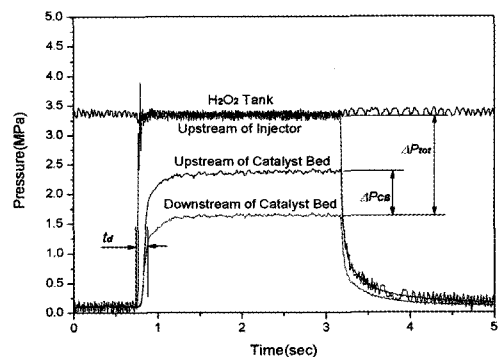


Fig. 5 Pressure Trace of Hot Test with 90% H_2O_2
($\dot{m}=0.066\text{kg/s}$)

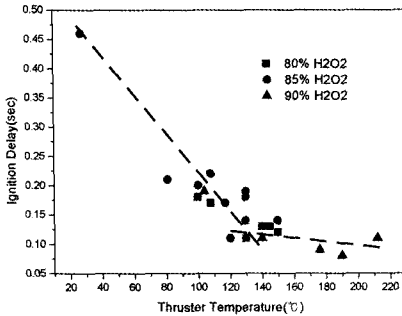


Fig. 6 Comparison of Thruster Initial Temperature Effect on Ignition Delay

Figure 7은 90% 과산화수소를 사용한 점화시험에서 연소실 온도 추이를 보여주는 그래프이다. 촉매 후단의 온도, 즉 과산화수소 분해가스의 온도는 점화 시작과 동시에 약 0.5초간 급격히 상승한 후 서서히 상승하여 약 3초간의 점화기간 마지막 단계에는 680 °C에 이르는 것을 볼 수 있다. 90% 과산화수소의 이론적인 분해온도는 756 °C 정도로 본시험의 배기특성속도 효율이 95%이고 온도 추이가 상승중임을 고려하면 짧은 기간의 점화시험으로 인해 온도는 정상상태에 이르지 못한 것을 알 수 있다. 촉매 전단의 온도는 점화 시작과 동시에 온도가 저하되는 것을 볼 수 있는데 이는 저온의 액체상태 과산화수소가 공급됨에 따른 냉각효과에 인한 것이다. 연소실 온도 분포로부터 55 mm의 짧은 촉매베드 내에서 매우 큰 온도 구배가 존재하며, 촉매전단은 액상의 과산화수소가 중앙부에서는 온도 증가와 함께 기상이 공존하는 이상 유동상태로 변한 후 후단에서는 고온의 과열 기상으로 유동이 형성될 것으로 추정된다. 따라서 기존 연구에서 은은 낮은 녹는점으로 인해 95% 이상의 과산화수소에는 적합하지 않는 것으로 판단하였다[9, 15]. 그러나 은의 촉매로서의 우수성을 고려 시 촉매전단에는 충분히 적용 가능하며, 후단에 고온에 견디는 촉매를 배열하면 고농도 과산화수소에 적합한 촉매 베드를 구성할 수 있으며 엔진의 성능 향상을 기대할 수 있다.

Figure 8은 과산화수소의 질량유량에 따른 촉매 베드에서의 압력 강하 ΔP_{CB} 와 η_{c^*} 를 나타낸 그래프이다. 촉매 베드에서의 압력강하는 연료공급 압력 결정을 위해 중요한 변수로 유량 증가에 따라 증가하는 것을 볼 수 있다. 이는 유량 증가에 따라 촉매베드에서 분해반응이 보다 활발히 일어난 결과이며 90% 과산화수소의 경우 촉매에서의 분해 압력 증가로 인해 유량 증가에 따라 촉매 베드에서의 압력강하 정도는 보다 크게 나타났다. η_{c^*} 값은 시험범위의 질량 유량에서는 농도에 관계없이 92~ 95% 정도로 나타났으며 본 연구에서 적용한 은 스크린을 질산으로 활성화한 촉매 베드는 촉매 베드에서 약 0.5~0.8 MPa 정도의 압력 강하가 발생하였으며 80~90% 농도의 과산화수소 분해에 매우 우수한 성능 특성을 나타냈다.

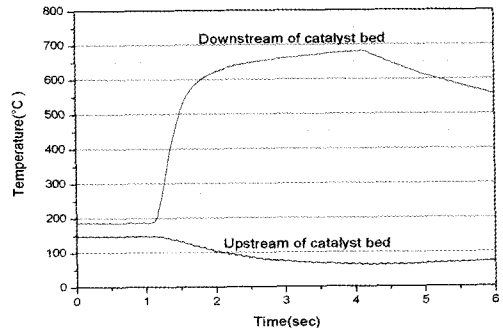


Fig. 7 Temperature Trace of Hot Test with 90% H₂O₂(d_i=1.8mm, \dot{m} = 0.0686kg/s)

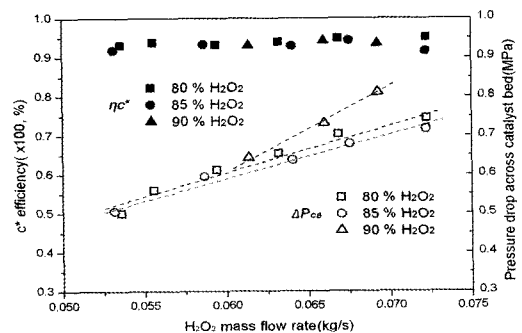


Fig. 8 Comparison of Propellant Mass Flow Rate Effect on c^* Efficiency and Pressure Drop across Catalyst Bed (d=1.4mm)

4. 결 론

추진제로서 과산화수소의 다양한 활용성과 친환경성의 중요성을 고려하여 과산화수소 단일추진제 추력기와 실험 장치를 설계, 제작하여 점화시험을 실시하여 성능 특성에 대한 연구를 수행하였다.

촉매베드는 은 스크린을 기본으로 하는 형태로 하였으며, 질산 용액으로 촉매 활성화하고 이에 대한 활성화 기구를 구명하였으며, 점화시험에서 우수한 시동 특성과 성능을 달성할 수 있었다.

엔진 점화 지연 시간은 상온에서는 약 0.45초 정도이나 엔진 예열을 통해 감소시킬 수 있으며, 130 °C 이상에서는 0.1초 이하로 나타났다. 연소 가스 온도는 점화 직후 600 °C 이상으로 상승하여 이원추진 로켓에 적용 시 자동 점화 가능성을 확인할 수 있었다.

추진제의 분해 효율로 표현할 수 있는 배기특성속도 효율은 촉매 베드 CB 3을 A-1 Type 엔진에 적용하였을 때 점화시험을 통해 최대 95%까지 나타났으며 연소실 압력 안정성과 반응성에서 우수한 성능 특성을 보여 추력기가 적절히 설계, 제작되었음을 알 수 있었다.

후 기

이 논문은 2004년 정부(교육인적자원부)의 재원으로 한국학술진흥재단의 지원을 받아 수행된 연구임(KRF-2004-002-D00092).

참 고 문 헌

1. Wernimont, E., and Ventura, M., "Catalyst Bed Testing for Development of a 98% Hydrogen Peroxide Procurement Specification," 2002, AIAA Paper 2002-3852
2. Beutien, T. R., Heister, S. D., Rusek, J. J., and Meyer, S. "Cordierite-Based Catalytic Beds for 98% Hydrogen Peroxide," 2002, AIAA Paper 2002-3853
3. Helms, W. J., Mok, J. S., Sisco, J. C., Anderson, W. E. "Decomposition and Vaporization Studies of Hydrogen Peroxide," 2002, AIAA Paper 2002-4028
4. 안성용, 진정근, 권세진, "모노리스를 이용한 과산화수소 단일추진제 추력기 개발," 한국추진공학회지 제11권 제1호, 2007, pp.18-26
5. Abel, T. "Hybrid Rockets," Aerospace America, 37 (12), 1999, p.75
6. Abel, T. "Hybrid Rockets," Aerospace America, 38 (12), 2000, p.41
7. Rohrbaugh, E. M. "Hybrid Rockets, Aerospace America," 39 (12), 2001, p.61
8. Whitehead, J.C. "Hydrogen Peroxide Propulsion for Smaller Satellites," 12th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, Paper 98-VIII-1, 1998
9. Wernimont, E., and Mullens, P. "Capabilities of Hydrogen Peroxide Catalyst Beds," AIAA Paper 00-3555, 2000
10. Willis, C. M. "The Effect of Catalyst-Bed Arrangement on Thrust Buildup and Decay Time for a 90% Hydrogen Peroxide Control Rocket," NASA TND 516, 1960
11. Wanheim, J. P., Ross, P. S., and DeWitt, R. L. "Effect of Propellant and Catalyst Bed Temperatures on Thrust Buildup in Several Hydrogen Peroxide Reaction Control Rockets," NASA TND-480, 1960
12. Lee, S. L., Lee, Y. J., Lee, C. W., "Development of 100-N thrust class Hydrogen-peroxide Rocket," Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2005
13. Gordon, S., McBride, B. J. "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shocks,

- and Chapman-Jouguet Detonations," NASA SP-273, 1971
14. 이수림, 박주혁, 이충원, "H₂O₂ 단일추진제 로켓 엔진 개발에 대한 기초연구," 한국추진 공학회 2006년도 춘계학술대회논문집
15. Ventura, M., Wernimont, E. "Advancements in High Concentration Hydrogen Peroxide Bed," AIAA paper 2001-3250, 2001