

모노리스를 이용한 과산화수소 단일추진제 추력기 개발

안성용* · 진정근* · 권세진**

Development of H₂O₂ Monopropellant Thruster with Monolith Support

Sungyong An* · Jungkun Jin* · Sejin Kwon**

ABSTRACT

A development of monopropellant thruster for microsatellite that uses concentrated hydrogen peroxide is described. Catalyst, the most important component in the thruster, was prepared and coated on a monolith honeycomb. Performance evaluation of thruster was performed by considering the efficiency of characteristic velocity and ignition delay. As a result, 96.0% of C* efficiency was obtained at designed propellant flowrate and steady state operating condition.

초 록

마이크로위성의 임무능력 향상을 위한 과산화수소 단일추진제 마이크로 추력기를 개발하였다. 단일 추진제 추력기의 핵심 요소인 촉매를 모노리스 지지체에 담지/제작하였으며 특성속도 효율, 반응지연 시간 측정을 통해 추력기 성능평가를 수행하였다. 실험결과 정상상태 설계 유량에서 96.0%의 높은 특성속도 효율을 확인하였다.

Key Words: Hydrogen Peroxide(과산화수소), Monopropellant(단일추진제), Thruster(추력기), Catalyst(촉매), Reactor(반응기), Attitude Control(자세제어)

1. 서 론

1.1 초소형 위성의 개념

최근 미세가공공정(MEMS) 기술의 발달과 함께 다양한 분야에서 기존 장치들의 소형화에 대한 관심이 증가하고 있다. 특히, 항공우주 분야

의 경우에 있어서는 초소형 위성에 대한 개념이 제안되었다. 현재 운용하는 위성은 주로 단일 대형위성으로써 사소한 요소부품의 오작동 및 고장이 전체 임무의 실패로 직결될 수 있어 임무 실패에 따른 위험 부담이 크고, 위성체의 대형화에 따라 발사비용이 증가하게 된다. 초소형 위성의 운영 개념은 이와는 달리 마이크로 위성을 모선에 장착하여 임무 궤도에 진입시키고 모선에서 위성들을 분리하여 편대를 이루어 위성을 운영하는 개념이다. 이런 방법을 이용할 경우 하

† 2007년 1월 29일 접수 ~ 2007년 2월 18일 심사완료

* 학생회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

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

나의 위성이 제 기능을 못하게 되더라도 주위의 위성들이 그 역할을 대신할 수 있어 전체 임무 실패로 이어지지 않으므로 상업/군사적 목적에도 적절하다. 또한 초소형 위성의 대량 생산이 이루어지게 되면 제작 단가를 낮출 수 있고 위성의 소형화에 따른 발사비용을 절감할 수 있는 효과가 있다. 따라서 초소형 위성의 운영은 단일 대형위성을 운영하는 것보다 비용 및 임무 성공률 측면에서 효율적인 방안이다. 초소형 위성은 여러 가지 방법으로 분류할 수 있는데 Table 1에서는 일찍부터 초소형 위성에 관한 연구를 수행해 왔던 JPL의 Muller가 제시한 초소형 인공 위성의 분류이다[1].

Table 1. Classification of small satellite[1]

Designation	S/C mass [kg]	S/C Power [W]	S/C Dimension [m]
Class 1	5-20	5-20	0.2-0.4
Class 2	1-5	1-5	0.1-0.2
Class 3	< 1	< 1	< 0.1

1.2 위성에서 추력기의 필요성

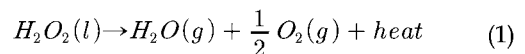
인공위성은 수명 주기 이내에 다양한 임무수행을 위해 궤도를 변경하거나 외란을 극복하고 자세를 유지하기 위하여 자체 모멘텀 변경 능력, 즉 기동 능력을 필요로 한다. 상황에 따라 추력 시스템이 아닌 모멘텀 휠, 반작용 휠, 자기 토크와 같은 자세제어 장치를 쓰는 경우도 있지만 이를 이용한 자세제어에는 한계가 있으며 항력 보상 및 궤도 변경과 같은 추진력을 동반하는 능동적인 기동은 기대할 수 없다. 따라서 일반적으로 휠 시스템과 추력 시스템을 동시에 장착하여 서로의 단점을 보완해주는 방법을 이용함으로써 위성체를 제어하게 된다[2]. 마이크로 위성 또한 일반 위성과 마찬가지로 임무능력과 기동력 향상, 편대 비행 유지 등을 위한 목적으로 마이크로 위성 급에 맞는 추력 시스템을 필요로 하게 되므로 성공적인 추력 시스템 개발은 마이크로 위성의 실용화를 앞당기게 된다.

추력기는 크게 화학적 방식을 이용하는 추력기와 전기/전자적 방법을 이용하는 추력기로 분류할 수 있다. 후자의 방법을 이용하는 경우 매우 높은 비추력을 얻을 수 있으나 추력 레벨이 낮고 화학적 방식의 추력기에 비해 높은 전력을 요구할 뿐 아니라 큰 무게를 가지므로 실용화하여 마이크로 위성에 적용하기에는 현재 극복해야 할 과제가 많다.

화학적 방법의 추력기 중 단일추진제 추력기는 이원추진제 추력기와 비교할 경우 절반 정도의 복잡성을 가지므로 시스템의 부피 및 무게를 줄일 수 있고 점화실패가 없다. 또한 고체추진제 추력기에 비해 추력 범위가 넓고, 반복 사용이 가능하므로 인공위성용 추력 시스템으로 널리 사용되는 방식이다.

1.3 단일 추진제로써의 과산화수소

친환경적인 추진제로 분류되는 과산화수소는 추진제 자체로써 독성이 적어 취급이 용이하고 다른 독성 추진제 취급 시 요구되는 특별한 안전장치가 요구되지 않으므로 저렴한 비용으로 취급할 수 있다. 또한 분해산물이 식 (1)과 같이 수증기와 산소이므로 환경 파괴를 유발하지 않으며 타 응용시스템과 결합할 경우 많은 장점을 가지는 추진제이다.



과산화수소 분해의 응용은 2차 대전 당시 독일에서 시초를 찾아볼 수 있다. V-2 로켓, 잠수함 어뢰의 추진 장치 및 항공기의 추력증강, 자세제어장치(RCS) 등에 사용되기 시작하여 2차 대전 이후 블랙나이트(Black night), 레드스톤(Redstone), 주피터(Jupiter), 바이킹(Viking) 등 발사체의 가스발생기 시스템, X-1, X-15 항공기의 자세제어 시스템과 같이 다양한 분야에서 응용되었다[3]. 1960년대 우주개발 경쟁이 본격화되면서 추진제의 독성, 가격 경쟁력, 환경적 측면보다는 성능을 최우선시하는 정책으로 단일추진제 역할은 하이드라진, 산화제로써의 역할을 사산화질소(N_2O_4)로 대체되었으나 최근 친환경

적인 측면, 저렴한 개발비용, 독성이 없는 점 등이 부각되면서 과산화수소가 재조명을 받고 있다. 특히 밀도를 고려한 밀도비추력은 과산화수소가 하이드라진에 비해 더 높아 같은 임무요구 조건하에서 추진제 탱크의 크기를 줄일 수 있다 [4]. 또한 최근 문헌에 따르면 비추력 이외의 모든 항목에서 과산화수소가 하이드라진에 비해 유리한 위치에 있음을 확인할 수 있다[5].

과산화수소를 추진제로 이용하는 연구는 최근 국내에서도 시도되었는데 추진제 분해 촉매의 기초연구[6], 단일추진제 마이크로 추력기[7], 이원 촉매를 이용한 가스발생기[8], 100 Newton 급 단일추진제 로켓[9] 등의 연구가 있다.

14 초소형 위성용 추력기 개발 동향

초소형 위성용 추력기 개발은 MEMS 공정을 이용하는 방법과 기계가공을 이용하는 방법 두 가지로 분류할 수 있다. 마이크로 추력기 연구의 동향을 고려할 때, MEMS 추력기는 캔셋 (CanSat) 급의 나노 위성의 기동에 적용이 가능하며, 수십 kg급의 마이크로 위성에는 기계가공을 통한 추력기 가공법이 적절할 것으로 판단된다. Fig. 1은 MEMS 가공공정을 통해 제작한 추력기의 예시이다. 좌측 그림은 NASA GSFC와 Vermont 대학에서 공동 개발한 추력기로서 과산화수소를 추진제로 하고 은을 촉매로 사용하였다[10]. 우측 그림은 Tsinghua 대학에서 개발한 과산화수소 단일추진제 추력기의 형상이다 [11]. Fig. 2는 General Kinetics에서 개발한 인공 위성용 과산화수소 추력기의 예를 보여주고 있으며[12], Fig. 3은 최근 유럽의 공동 연구그룹에서 개발하여 실험 중에 있는 0.5 Newton 급 과산화수소 단일추진제 추력기 모델이다[13].

최근 연구 동향을 통해 살펴볼 때 초소형 위성용 추력기는 상용위성용 추력기와는 달리 친환경 추진제를 이용하여 개발하려는 경향이 강하다. 이는 초소형 위성을 연구하는 그룹이 고가의 안전설비를 구축하기 힘든 대학 및 소규모의 실험실이므로 적은 비용으로 안전하게 고성능 추력기를 개발하기 위한 것으로 판단된다.

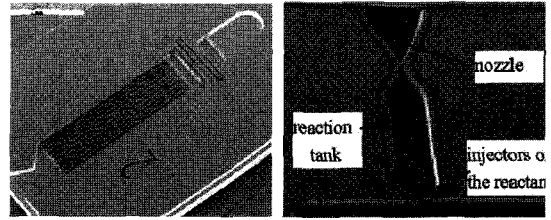


Fig. 1 H_2O_2 thruster by MEMS [10, 11]

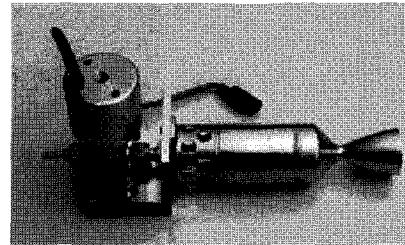


Fig. 2 H_2O_2 thruster by conventional machining [12]

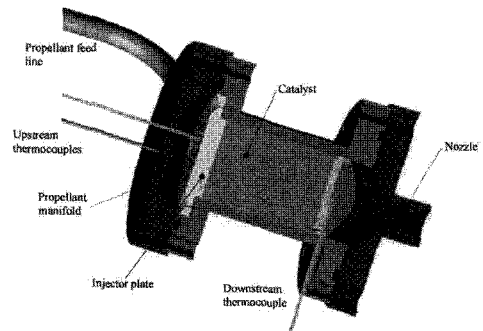


Fig. 3 Schematic of H_2O_2 thruster for microsatellite [13]

현재까지 국내에서 개발된 마이크로 위성은 모두 과학위성으로써 우리별 1, 2, 3호, 과학위성 1호, 한누리 1호 등이 있다. 그러나 이들 모두 추력기가 장착되지 않아 능동적인 임무를 수행에는 어려움이 있다. 또한 한정된 예산으로 인해 상용위성에 사용하는 고가의 추력기를 장착하는 것도 어려운 것으로 판단된다. 이에 이 연구에서는 저비용으로 초소형 위성에 적용 가능한 단일 추진제 추력기 개발을 목표로 하였다. 독성이 강한 하이드라진 추진제는 대학 실험실에서 취급

하는데 어려움이 있으므로 친환경 추진제로 분류되는 고농도 과산화수소를 추진제로 선정하였다. 설계 추력은 최대 1 Newton으로써 현재까지 추력기가 장착되지 않은 과학위성을 타겟으로 한다.

2. 추력기 설계/제작

2.1 추력기 설계

설계한 추력기 형상은 Fig. 4에서 제시하였다. 추진제 유량을 결정하고 촉매 베드에 추진제를 균일하게 분사시켜주기 위한 인젝터, 촉매 베드, 반응 챔버 및 수축-확산 노즐로 구성되어 있으며 촉매 베드의 끝단에서 압력 및 온도를 측정하기 위한 홀을 가공하였다. 노즐을 제외한 나머지 재질은 스테인리스 스틸이며 노즐은 빠른 열전도를 위해 황동을 이용하였다. 추진제 밸브를 열고 추진제가 분사되기 시작하면 반응 챔버 내부는 빠른 속도로 고온에 도달하게 되는데, 노즐부에서 열전달 특성이 좋지 않은 재질을 사용하면 노즐에서 소화할 수 있는 열용량 이상의 열이 급속히 전달되어 노즐부가 손상될 가능성이 있기 때문이다.

개념설계 단계의 추력기 개발에 있어서는 요구되는 추진제 유량을 비추력 값을 이용한 식 (2)를 통해 간단히 결정할 수 있다. 여기서 이상적인 비추력 값은 추진제 농도에 크게 의존하는데 82.5% 농도, sea level 조건에서 비추력 값을 고려한 결과 1 Newton에서 필요한 추진제 유량은 약 0.75 g/s가 된다. 이 연구에서는 대기압에서 실험을 수행하며 반응기의 분해 특성에 초점을 맞추고 있어 노즐 목 면적에 비해 노즐 면적비는 중요성이 상대적으로 적다. 따라서 노즐 면적비는 과팽창 값인 25로 설정하였다. 실제로 우주환경에서 사용할 경우 무게가 허용하는 범위 내에서 면적비를 최대한 크게 하는 것이 비추력 측면에서 유리할 것이다. 추력기 설계 값은 Table 2에서 제시하였으며 제작된 추력기 형상은 Fig. 5와 같다.

$$F = \dot{m} v_e = \dot{m} I_{sp} g_0, \quad \dot{m} = \frac{F}{I_{sp} g_0} \quad (2)$$

Table 2. Thruster design

설계추력	~ 1 Newton (max)
추진제 유량	~ 0.75 g/s (max)
촉매베드크기	10 (d) × 50 (l) mm
노즐 면적비	25
노즐목 직경	1 mm

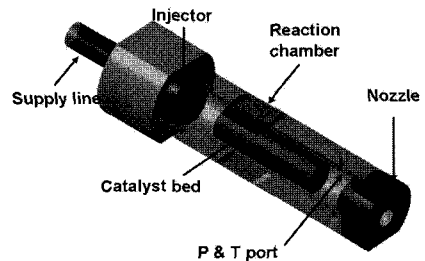


Fig. 4 Schematic of thruster

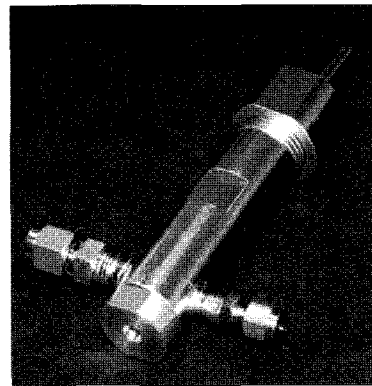


Fig. 5 Fabricated thruster

2.2 촉매 베드 제작

촉매베드는 하이dra진 추력기에서 전통적으로 사용해오던 방법인 펠릿(pellet) 또는 과산화수소 가스발생기에서 사용하는 스크린 팩 형태의 베드와는 달리 허니컴 모노리스를 이용하였다. 이는 압력손실이 거의 없는 채널 형태로 이

루어져 있으며 자동차 배기가스 정화용 촉매 지지체로 사용되고 있다. 채널 형태의 촉매 베드는 베드를 통과하면서 압력 강하가 적어 시스템의 경량화에 유리하며, 다양한 촉매를 코팅할 수 있어 촉매를 이용한 추진제 분해성능을 비교 연구 하는데 편리하다. 이 연구에서 사용한 촉매 베드는 900 cells/inch²의 밀도를 가지는 고밀도 허니컴을 선택하였으며 주성분은 SiO₂와 Al₂O₃이다.

Figure 6은 촉매를 담지하는 과정에 따른 촉매 베드의 형상이다. 허니컴을 추력기 베드 크기에 맞도록 가공한 후 전처리를 한다. 이후 촉매 표면적 증가 및 접착력 향상을 위해 워시코팅(washcoating)을 실시한다. 다음 단계로써 촉매의 전구체(precursor)를 이용하여 촉매를 담지/건조 하고 최종적으로 촉매를 활성화시켜 촉매 베드를 완성하였다. 완성된 베드는 엑스선 회절 분석(XRD) 방법을 통해 촉매의 담지여부를 확인 하였다. Fig. 7은 XRD 분석 결과를 나타내는데 Pt로 표시된 부분은 백금이 코팅된 것을 나타낸다. XRD에서는 물질(결정구조)에 따라 고유의 각도에서 서로 다른 Intensity 값을 가지는데 이 값과 일치하는지의 여부에 따라 어떤 물질인지 판단할 수 있다. Fig. 7에서 표시된 다섯 위치의 각도와 Intensity가 백금 고유의 XRD 데이터와 일치하였으며 이외의 부분은 워시코팅 된 모노리스의 결과이다.

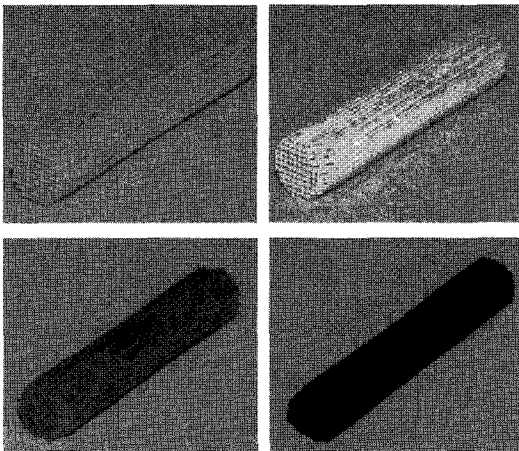


Fig. 6 Apparatus of catalyst bed

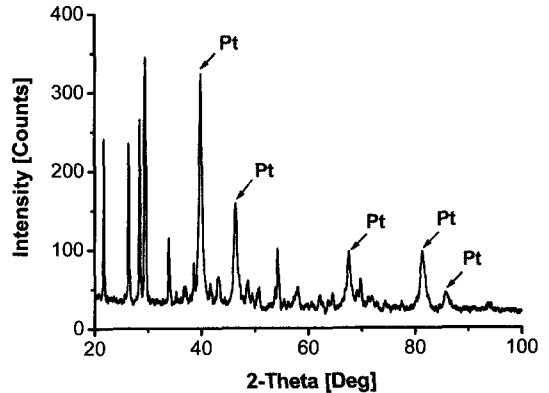


Fig. 7 XRD test result of catalyst bed

3. 추력기 성능 평가

3.1 인젝터 보정 실험

추진제의 유량은 인젝터 상단과 하단의 압력 차에 의해 결정된다. 인젝터에서의 유량은 식 (3)과 같은 방법으로 결정할 수 있다. 이 추력기에서 사용된 인젝터는 추진제의 균일한 분사를 위해 스프레이 타입의 분무식 인젝터를 사용하였다. 분출계수(C_d)를 구하기 위해 압력차에 따른 유량 보정실험을 수행하였다. 추진제를 이용한 인젝터 보정 실험은 추진제 분무에 따른 위험이 있어 물을 이용하여 분사실험을 수행한 후 식 (4)를 이용하여 환산해주었다. 인젝터를 통한 분무 형상, 압력차에 따른 질량유량은 Fig. 8, 9에서 제시하였다. 전반적인 인젝터 특성을 살펴보고 데이터를 확보하기 위해 보정실험은 실험에서 주로 사용한 범위를 포함한 넓은 범위의 차압에서 수행하였다. 또한 식 (3)의 $C_d \cdot A$ 를 여러 압력차에서 실험결과 값으로 계산해본 결과 거의 일치하는 특성을 보였다.

$$\dot{m} = C_d A \sqrt{2\rho\Delta p} \quad (3)$$

$$\dot{m}_{propellant} = \sqrt{\frac{\rho_{propellant}}{\rho_{water}}} \dot{m}_{water} \quad (4)$$



Fig. 8 Spray injection of water

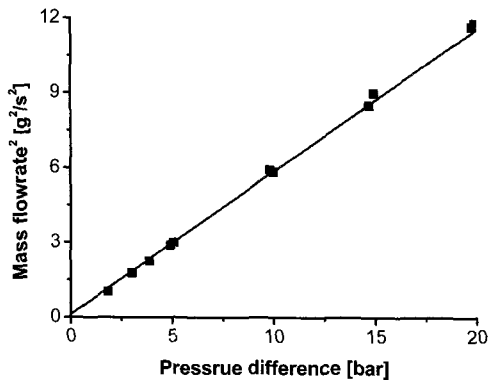


Fig. 9 Mass flowrate as a function of pressure difference

3.2 추력기 반응 실험

추력기의 성능 평가에는 추력을 측정하는 직접적인 방법과 반응기의 성능평가를 위한 C^* 측정 등의 방법이 있다. 이 실험에서는 반응기의 분해성능에 초점을 맞추었으므로 추진제의 특성 속도 효율을 성능평가의 기준으로 선택하였다. 단일추진제 추력기는 공급된 추진제가 촉매 표면에서 반응하여 분해되고 분해율에 따라 추력 특성이 크게 변하므로 특성속도 효율을 측정하면 반응 성능을 파악할 수 있기 때문이다. 특성속도는 식 (5)와 같이 정의되며 추진제 유량과 반응 챔버에서의 압력을 실험을 통해 측정한다. 특성속도 효율은 이론적인 특성속도 값으로 무차원화시켜 얻는다. 과산화수소의 이론적인 특성속도는 농도, 추진제의 초기 온도에 따라 다르

로 정확한 값 산출을 위해 CEA 코드를 이용하였다[14].

$$C^* = \frac{A_t P_c}{\dot{m}} \quad (5)$$

$$\eta_{C^*} = \frac{C^*_{\text{experiment}}}{C^*_{\text{theoretical}}} \times 100 \quad (6)$$

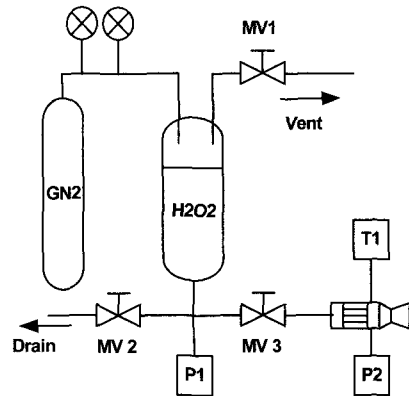


Fig. 10 Experimental setup

실험 장치는 가압용 질소 탱크, 추진제 탱크, 추력기 및 밸브로 구성되며 Fig. 10과 같다. 인젝터 상류와 촉매 베드 끝단에 압력센서를 장착하였으며 베드 끝단에서 분해된 가스의 온도를 측정하였다. 사용한 추진제의 농도는 82.5% 이며 추진제의 유량은 가압가스의 압력을 변화시켜 증/감하는 방법을 이용하였다.

반응실험은 5.95, 10.35, 15.36, 20.05 bar의 네 가지 가압압력에서 실시하였으며 5.95 bar 가압압력에서 실험 시에는 냉간시동(cold start) 특성을 살펴보기 위해 촉매베드를 가열하지 않은 상태에서 실험하였다. Fig. 11, 12, 13, 14는 각각의 가압 압력에서의 반응시험 결과를 나타낸다. 냉간시동 시에는 메인 밸브를 개방한 직후 반응이 시작되고 온도가 상승하다가 약 2초간 정체되는 현상이 나타났다. 밸브 개방직후에는 반응 챔버 내부의 압력이 1 bar이므로 적절한 배압이 형성되어 있지 않아 4.95 bar의 차압에 해당하는 만큼의 추진제가 유입되는데 이는 설계 유량보다

높다. 초기 추진제 분해에서 얻어진 열이 과도하게 공급된 추진제 온도를 증가시키는데 쓰이고, 또한 상온인 추력기 하드웨어의 온도를 상승시키는데 사용된 열손실이 크기 때문으로 판단된다. 즉, 온도 정체는 초기 밸브 개방시 유입되는 많은 추진제 유량, 낮은 추진제 온도, 저온 상태의 촉매 베드 및 하드웨어와 같은 촉매 반응에 부정적인 요소가 결합되어 생긴 일시적인 현상이며 하드웨어 온도가 예열된 상태인 Fig 12, 13, 14에서는 이런 현상이 나타나지 않았다. 따라서 온도 정체 현상은 상용 추력기와 같이 추력기 외부에 히터를 장착함으로써 해결할 수 있을 것으로 판단된다.

추진제 가압 압력을 증가시키에 따라 추진제 유량이 증가하여 반응챔버의 압력이 증가하는 경향을 보였다. 또한 반응 실험에서 촉매대 후단의 챔버 압력은 네 가지 경우 모두 안정적인 압력이 유지되었다.

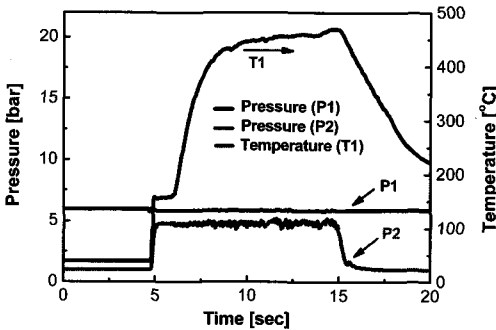


Fig. 11 Reaction test (at 5.95 bar)

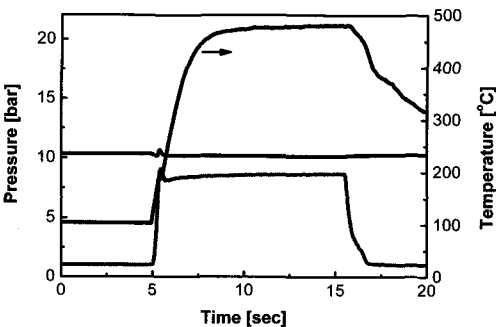


Fig. 12 Reaction test (at 10.35 bar)

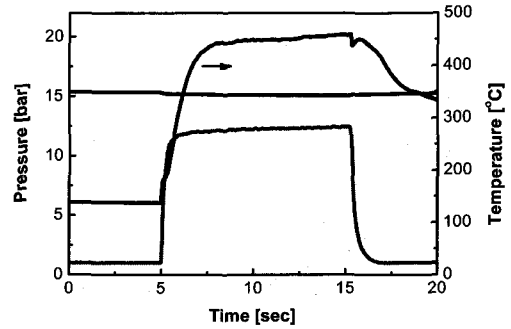


Fig. 13 Reaction test (at 15.36 bar)

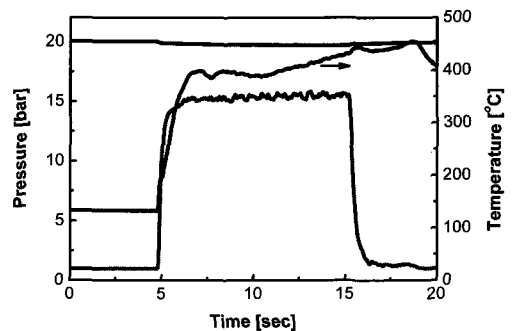


Fig. 14 Reaction test (at 20.05 bar)

점화지연(ignition delay) 시간의 정의는 문헌에 따라 다른데(정상상태 압력의 1%, 10%, 또는 90%) 이 실험에서는 밸브 개방 시점부터 반응챔버 압력이 정상상태 압력의 70.7% 까지 상승하는데 걸리는 시간을 측정하였다. 그 결과 약 300 ~ 400 msec 가 소요되는 것을 확인하였다. 점화지연은 반응시험을 계속 수행함에 따라 조금씩 증가하는 경향을 보였는데, 이는 급격한 열적 변화를 동반한 반응에 의한 촉매의 손실이 있어 반응성이 저하될 수 있고, 추진제에 포함된 안정제 성분이 촉매를 피독(poisoning) 시키므로 이에 따른 활성 감소가 주요 원인으로 파악된다.

Figure 15는 유량 변화에 따른 추력기의 특성 속도 효율 결과이다. 비교적 높은 분해효율 결과를 보였으며 추진제의 유량이 증가함에 따라 서서히 감소하는 경향을 보이는데, 이는 촉매베드가 분해할 수 있는 추진제 유량에는 이상으로 공급했기 때문이다. 추진제 유량이 작은 0.45

g/s 경우는 유량이 작음에도 불구하고 0.82 g/s 유량의 경우보다 분해효율이 낮은 결과를 보였다. 이때는 인젝터 전후에 낮은 차압이 걸리는 상태로써 추진제의 분사각이 0.82 g/s 경우보다 작다. 즉, 촉매베드의 전단부 전체로 추진제가 분사가 되지 않고 중앙부분으로 집중되어 분사되어 바깥쪽 부분의 허니컴 촉매 셀들이 추진제를 분해하는데 역할을 하지 못하기 때문으로 판단된다. 인젝터 전·후에 걸리는 차압이 증가함에 따라 분사각이 증가하므로 구체적인 설계 압력이 주어지지 않은 상태에서는 스프레이식 인젝터에서 완전한 성능을 기대하기 어렵기 때문이다.

10.35 bar 로 가압한 경우는 추진제 유량이 0.82 g/s로써 설계 유량에 근접하고, 또한 96.0%의 높은 특성속도 효율을 보여 설계 요구조건에 적절히 설계된 것으로 판단된다. Table 3에서 각 경우에 대한 결과를 정리하였으며 추력기 반응 실험 모습을 Fig. 16에서 제시하였다.

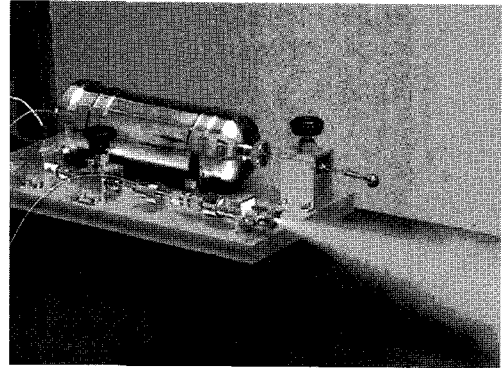


Fig. 16 Thruster fire test

4. 결 론

이 논문에서는 100 kg 이하의 질량을 가지는 과학위성에 적절한 추력기로서 1N 급 과산화수소 단일추진제 추력기를 제안하고 설계하였다. 제작된 추력기의 성능평가를 수행하였고 과산화수소를 이용한 단일추진제 추력기의 가능성을 모색하였다.

모노리스 지지체에 촉매를 담지하는 방법으로 단일추진제 추력기의 핵심 요소인 촉매베드를 실험실에서 자체 제작하였다. 성능평가 결과 추진제 분해효율은 90% 내외를 보였으며 특히, 설계 추진제 유량 범위에서는 96.0%의 높은 특성속도 효율을 나타내었다. 점화 지연은 300 ~ 400 msec 범위로 나타났으며 반응 시험 횟수가 증가할수록 지연시간이 증가함을 확인하였다. 실험에서 사용한 추진제의 등급은 공업용으로써 많은 안정제 성분을 포함하고 있어 분해 반응에 부정적인 역할을 한다. 따라서 추력기의 실제 응용에서는 MIL-PRF-16005[15]를 만족하는 고순도의 추진제가 고려되어야 할 것이다.

향후 계획으로 추력 측정 측정을 통한 추력기 성능평가, 솔레노이드 밸브와 추진제 탱크를 포함한 위성 탑재용 추진 시스템 개발 등이 있다. 단일추진제 추력기 개발의 핵심기초 연구로써 촉매의 내구성 향상, 촉매 수명 증진 연구 등이 추가적으로 수행되면 하이드라진을 이용하는 추

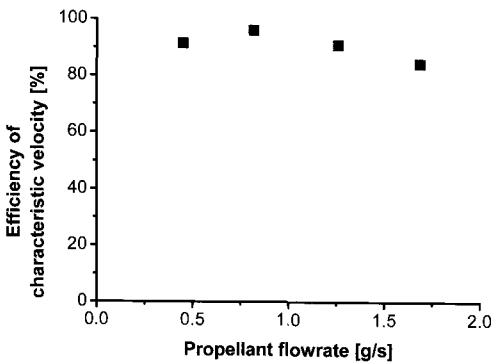


Fig. 15 C* efficiency as a function of propellant flowrate

Table 3. Summary of reaction test

가압압력 [bar]	추진제유량 [gram/sec]	특성속도 효율(%)	점화지연 [sec]
5.95	0.45	89.9	0.28
10.35	0.82	96.0	0.34
15.36	1.26	90.8	0.41
20.05	1.69	84.3	0.43

진 시스템에 비해 저렴하고 효과적인 과산화수소 추진 시스템을 항공우주분야에서 활용 가능할 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 방위 사업청 지정 국방 MEMS 특화연구센터의 지원으로 수행되었음.

참 고 문 헌

1. Juergen Muller, Robert Reinicke, John Holzinger, "Toward Micropropulsion Systems on a-Chip: Initial Results of component Feasibility Studies," Aerospace Conference Proceedings, IEEE, Volume 4, 2000
2. 장영근, 이동호, 인공위성 시스템, 경문사, 1997, pp.317-320
3. M. Ventura, G. Garboden, "A Brief History of Concentrated Hydrogen Peroxide Uses," 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA1999-2739
4. 임하영, 안성용, 권세진, "친환경추진제 "과산화수소"의 특성과 응용," 한국추진공학회 춘계학술대회, 일성부곡콘도, 2006, pp.283-287
5. Eric J Wernimont, "System Trade Parameter Comparison of Monopropellants: Hydrogen Peroxide vs Hydrazine and Others," 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA2006-5235, Sacramento, USA, 2006
6. 안성용, 이종광, 량성민, 권세진, "마이크로 추력기 응용을 위한 과산화수소 촉매 분해반응," 한국추진공학회지, 제 9권 제 4호, 2005, pp.1-8
7. 안성용, "마이크로 단일 추진제 추력기를 위한 촉매 반응기의 설계 및 가공," 한국과학기술원 석사학위논문
8. Seongmin Rang, Sungyong An, Hayoung Lim, Sejin Kwon, "Hydrogen Peroxide Gas Generator with Dual Catalytic Bed for Non-preheating Start-up" 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA2006-4548, Sacramento, USA, 2006
9. Ahn Sang-Hee, Choi Tae-Hoon, S. Krishnan, Lee Choong-Won, "A Laboratory scale hydrogen peroxide rocket engine facility," 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA2003-4647
10. Darren L Hitt, Charles M Zakrzewski, Michael A Thomas, "MEMS-based satellite micropropulsion via catalyzed hydrogen peroxide decomposition," Smart Materials and Structures, October, 2001, pp.1163-1175
11. Chen Xupeng, Li Yong, Zhou Zhaoying, Fan Ruili, "A homogeneously catalyzed micro-chemical thruster," Sensors and Actuators A 108, 2003, pp.149-154
12. www.gkllc.com
13. C. Scharlemann, M. Schiebl, K. Marhold, M. Tajmar, P. Miotti, C. Kappenstein, Y. Batonneau, R. Brahmi, C. Hunter, "Development and Test of a Miniature Hydrogen Peroxide Monopropellant Thruster," 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA2006-4550
14. Bonnie J. McBride and Sanford Gordon, "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications," NASA Reference Publication 1311, 1994
15. MIL-PRF-16005, 2003