
연료전지를 동력장치로 하는 Blended Wing-Body UAV

Blended Wing-body UAV with a Fuel Cell-based Power Plant

김태규, 심현철, 권세진* (한국과학기술원)

1. 서론

연료전지의 기본적인 원리는 Grove[1]에 의해 19세기 중반에 발견되었다. 그러나 효과적인 동력 발생장치로 연료전지의 타당성이 입증되기 시작한 것은 비교적 최근의 일이다. 이미 일부 자동차에 적용되어 타당성이 입증되었으며, 최근에는 소형화도 진행되어 2차 전지를 대체하기 위한 수단으로도 연구되고 있다. 국내에서도 일부 전자 및 화학 업체에서 노트북용의 연료전지를 개발하여 시연한 바가 있다. 그러나 연료전지의 우수성이 잘 나타날 수 있는 장치는 전자기기보다 기계적인 일을 수행하는 장치이다. 노트북 컴퓨터나 휴대전화는 이미 2차 전지로 충분히 사용할 수 있을 정도의 동력을 저장할 수 있다. 한편, 무인 비행체나 로봇 등 기계적인 일을 수행하는 장치의 실용적인 응용에는 소모동력이 과도하여 2차 전지를 사용할 경우 임무범위가 매우 제한적일 수 밖에 없다. 이러한 이유 때문에 실용성 있는 무인비행체는 대부분 엔진을 이용하게 된다.

가장 보편적으로 이용되고 있는 엔진은 열기관으로서 연료의 연소에서 나오는 열을 기계적으로 변화하는 장치이다. 연소현상은 높은 온도에서 가능하기 때문에 연소과정 동안 많은 열 에너지의 손실이 발생한다. 이 외에도, 열역학 제 2 법칙에 따라 열에너지를 기계적 에너지로 변환할 때, 필연적으로 손실이 발생하게 된다. 이와 같이 엔진의 사용은 다양한 손실을 수반하기 때문에 효율이 매우 낮으며 복잡한 기계장치를 필요로 한다.

본 연구에서는 이에 대한 대안으로 연료전지를 무인비행체의 동력장치로 이용하고자 한

다. 연료전지는 연료의 화학적 에너지를 직접 전기에너지로 변환하기 때문에 장치가 단순하고 프로펠러 구동에도 전기모터를 사용하기 때문에 엔진의 경우보다 훨씬 유리하다. 또한 연료전지의 반응 과정은 낮은 온도에서 이루어지기 때문에 주위로의 열손실 또한 매우 낮다. 이러한 이유로 통상 연료전지 시스템의 열효율은 50%를 상회한다. 전기에너지의 변환 우수성까지 고려했을 때, 추진 효율(Propulsive efficiency)은 엔진의 4 배 정도에 달한다. PEM (polymer electrolyte membrane) 타입 연료전지는 연료로 수소를 사용한다. 수소는 밀도가 매우 낮고 액화가 안 되어 비행체에 내장하기가 매우 곤란하다. 본 연구에서는 액상의 NaBH_4 로부터 촉매 반응을 통하여 수소를 발생하는 방식을 통하여 이 문제를 해결하고자 하였다.

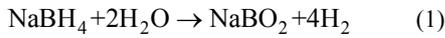
제안된 연료전지의 효용성을 입증하기 위해, 본 연구에서는 에너지 효율이 우수한 것으로 알려진 blended wing-body 형상의 무인항공기를 채용, 연료전지를 사용한 장기 체공 비행이 가능함을 보이고자 한다. 전동모터를 사용한 무인항공기는 연료전지시스템과 결합시킬 때 우수한 장기체공 성능을 발휘할 것으로 기대된다.

2. 연료 전지 시스템

2.1 NaBH_4 액상 연료

연료 전지를 구동하기 위해 필요한 수소를 요구 에너지 밀도로 저장하기 위해서는 고압 혹은 저온 액상 상태의 저장 방식이 요구된다. 따라서 연료전지로 무인 항공기를 구동하기 위해서는 에너지 밀도가 높은 액상 연료로부터

수소를 추출하여 사용하여야 한다. 최근 화학 수소화물의 가수분해로부터 수소를 생성할 경우, 생성된 수소의 순도가 높고 제어가 용이한 장점 때문에 많은 주목을 받고 있다. 이 연구에서는 여러 수소화물 중에 NaBH_4 를 사용하였다. NaBH_4 는 상대적으로 높은 수소 함량을 가지고 있고, 안정한 물질이며, 불연성의 알칼리 용액으로 가수분해 반응의 제어가 용이하고, 친환경적이며 재생 가능한 연료이다. 특정 촉매상에서 NaBH_4 의 알칼리 용액은 알칼리가 NaBH_4 수용액의 자기 가수분해를 반응을 유지시키는 안정제로 사용되기 때문에 빠른 수소 생성이 다음과 같은 화학 반응 경로로 통해 가능하다 [2].



2.2 수소 발생기

NaBH_4 용액으로부터 수소를 생성하기 위해 관형의 PTFE (polytetrafluoroethylene) 반응기를 사용하였다. 촉매는 다공성 세라믹 지지체에 코팅된 코발트 계열 촉매로, 함침법 (Wet impregnation method)을 이용하여 실험실에서 자체 제작하였다. 기본적인 반응 실험을 위해 Fig. 1 과 같이 실험 장치를 구성하였다. NaBH_4 용액은 실린지 펌프로 공급하였으며, 반응기에서 가수분해 반응 후 생성된 NaBO_2 수용액을 걸러낸 다음 수소의 생성율을 유량계를 이용하여 측정하였다. 실험에 사용한 NaBH_4 연료의 조성은 25% NaBH_4 , 5% NaOH , 70% H_2O 로 하였고, 반응 실험은 반응기 내부의 반응 진행 상태를 확인하기 위해 외부 단열제가 없이 상온상태에서 수행하였다. Fig. 2 는 반응이 진행되는 상태에서 반응기의 모습을 보여주고 있다. 촉매 표면에서 활발한 반응이 나타남을 알 수 있으며, 반응이 진행되는 동안 촉매가 벗겨지지 않고 견고하게 코팅되었음을 확인하였다. Fig. 3 은 20 ml/h 유량 조건에서 시간에 따른 수소 생성율을 나타내었다.

반응초기에는 반응기 내부 온도가 낮고 반응 속도가 느리기 때문에 수소 생성율도 낮게 측정되었다. NaBH_4 가수분해 반응은 발열 반응이기 때문에 반응이 진행되면서 발생하는 열로

반응기 온도가 증가하게 되고, 반응기 온도가 320 K 을 넘게 되면서 반응 속도가 급격하게 증가하였다. 반응 시작 후 80 초 이후에 이론 값에 근접한 수소생성율을 얻을 수 있었고, 이는 제작된 촉매하에서 NaBH_4 수용액이 거의 100% 전환되었음을 의미한다.

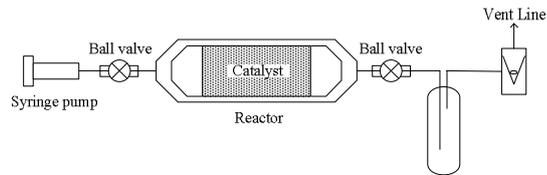


Fig. 1 Experimental apparatus of a reacting system of NaBH_4 solution

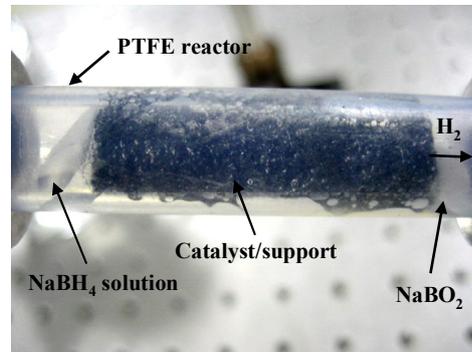


Fig. 2 Hydrogen generator for hydrolysis of NaBH_4 solution

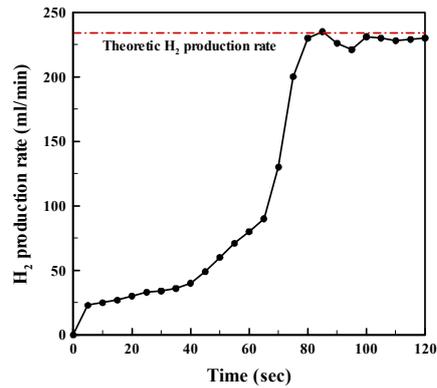


Fig. 3 Hydrogen production rate as a function of

reaction time

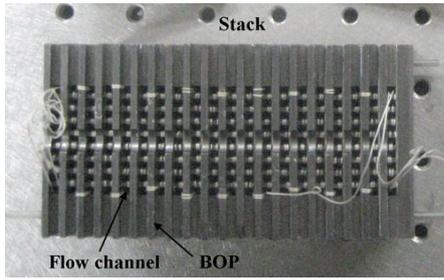


Fig. 4 20 W fuel cell stack

2.3 연료전지 스택

본 연구에서 시험할 무인 항공기를 구동하기 위해 Fig. 4 와 같이 20 W 급의 상용 연료전지 스택을 사용하였다. 10 cm²의 전극 면적을 갖는 20 개의 단위 셀로 구성되었으며, 음극에 생성되는 물을 효율적으로 제거하기 위해 MEA (membrane and electrode assembly)는 자기 가슴이 되도록 제작되었다.

Fig. 5 는 스택의 100 ml/min 의 수소 공급 유량 조건에서 OCV (open cell voltage) 를 보여 주고 있다. 반응 초기에 최대 20.4 V 의 높은 전압이 형성되었으나 5 분 후부터 16 V 로 일정한 전압을 유지하였다. Fig. 6 에 최대 수소 공급 조건에서 스택의 I-V 곡선과 I-P 곡선을 나타내었다. 1.5 A 에서 13 V, 20 W 의 성능을 보였고 웅바디 무인 항공기를 구동하기에 충분한 동력을 공급할 수 있음을 확인하였다.

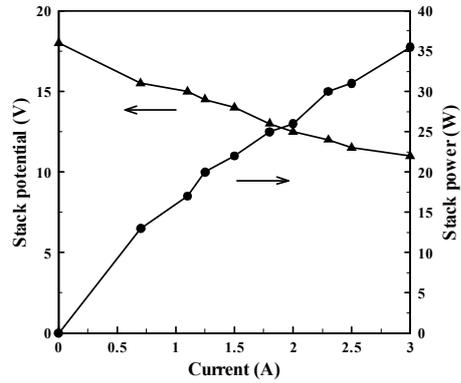
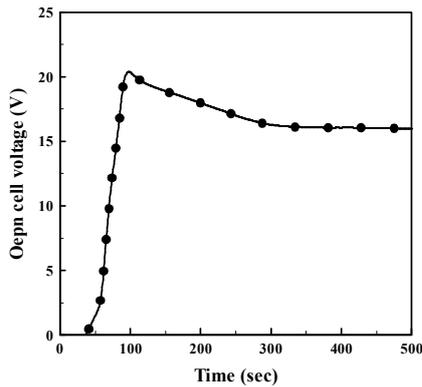


Fig. 5 Open cell voltage as a function of time

Fig. 6 I-V and I-P curve of the stack as a function of current

3. UAV Test bed

본 연구에서는 제안된 연료전지의 우수한 연료저장 밀도의 성능을 입증하기 위해 무인 항공기의 장기체공 비행실험을 준비하고 있다. 시험비행을 위한 기체로서 flying wing 방식은 주익만으로 양력과 조종력을 발생하기 때문에 동체나 미익 등의 부분에서 발생하는 공기저항 손실이 적어서 동체형 고정익 비행기보다 30% 이상의 연료절감효과를 보인다고 한다. 하지만 flying wing 은 별도의 동체가 없기 때문에 항법 장치나 본 연구에서 제안하는 연료전지의 수납이 곤란하다. 따라서 본 연구에서는 flying wing 과 비슷한 연료 효율을 보이면서 각종 장치의 수납이 용이한 BWB (Blended Wing-Body) 형상의 기체를 채용하였다 (Fig. 7).



Fig. 7 Blended Wing Body-type UAV Test bed
Table 1 Specification of proposed BWB UAV

Wing Span	1.52 m
Wing Area	0.52 m ²
Aspect Ratio	4.43
Empty Weight	1.2 kg
Maximum Take-off Weight	2.2 kg
Wing Loading	22.4~41.1N/ m ²
Cruise speed	7.2~9.8m/s

BWB는 기존의 flying wing 과 lifting body 를 조합한 형상으로, 우수한 효율과 기동성으로 미래의 많은 무인 항공기 개발에 사용될 것으로 기대된다. BWB 는 동체에 해당하는 부분도 airfoil 의 형상을 하고 있기 때문에 양력발생에 상당한 기여를 하면서 충분한 수납공간을 제공하기 때문에 본 연구에 적합한 기체이다. 표 1 은 본 연구에 사용될 BWB 의 제원이다.

연료전지를 사용할 무인 항공기의 장기체공 실험을 위해 본 연구에서는 기체에 탑재할 자동비행장치(autopilot)를 개발하였다. 자동비행시스템은 관성항법장치, GPS, 압력 및 기속센서 등의 센서 패키지, 컴퓨터, 연료전지를 기반으로 한 전원 관리 장치 등으로 구성된다.

자동비행시스템은 관성항법장치의 가속도와 각속도의 측정치를 GPS 에서의 위치 측정치와 조합하여 기체의 위치, 자세, 속도를 계산하며, 절대/상대 기압계를 통해 기체의 고도와 기속을 측정한다. 기체의 경량화를 위해 진보된 MEMS 기술을 이용한 소형 센서/구동기 interface 를 자체 제작하여 사용한다. 자동비행 소프트웨어는 자동이착륙, 경로점 비행등과 함께 반자동 및 완전 수동비행의 모드를 지원하며, 이는 지상의 외부조종사와 컴퓨터의 자동비행신호를 전환하는 take-over 회로에 의해 구현된다. 제안된 무인항공기시스템의 구조는 그림 8 과 같다. 연료전지를 기반으로 한 무인 항공기는 에너지의 발생, 저장, 활용을 관장할 smart power management system 이 연구의 중요한 부분을 차지한다. 여기에는 Lithium-Polymer 배터리

로 구성된 보조전원이 추가로 포함되는데, 이는 이륙시 필요한 대량의 전력을 공급하며, 비행 중에는 연료전지에서 발생하는 잉여 전력을 충전할수 있다.

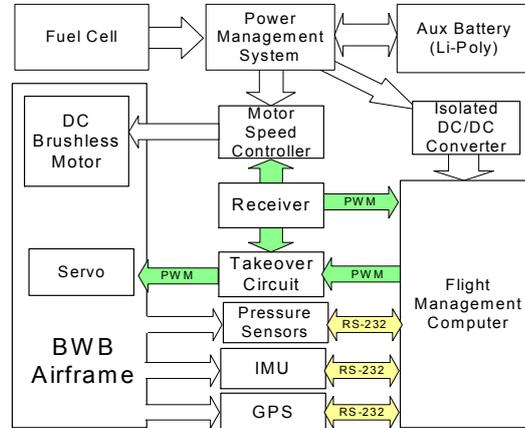


Fig. 8 Onboard system architecture of Fuel cell-powered UAV Test bed

4. 결 론

무인 항공기의 동력장치로써 연료전지 시스템을 구축하였다. 액상의 NaBH₄ 에서부터 촉매화학반응을 통해 수소 생성하였고, 20 W 급 상용 연료전지의 성능 검증을 수행하였다. BWB 형상의 기체를 갖는 무인 항공기의 장기체공 비행시험을 위한 자동비행장치 및 연료전지와 무인 항공기의 동력 발생 및 활용을 제어하기 위한 전원 관리 시스템을 설계하였다. 본 연구에서 액상의 연료 및 연료전지를 통해 구동하는 BWB 무인 항공기는 장기체공 및 높은 추진 효율 획득이 가능할 것으로 판단된다.

후 기

이 연구는 방위사업청 지정 국방 MEMS 특화센터의 지원으로 수행되었으며, 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

[1] W.R. Grove, Experiment on the gas-voltaic battery, with a view on ascertaining the rationale of its action and on its application to eudiometry, Proceedings of Royal Society of London 4 (1843) 463-463.

[2] H.I. Schlesinger, H.C. Brown, A.E. Finholt, J.R. Gilbreath, H.R. Hockstra, E.K. Hyde, Sodium borohydride, its hydrolysis and its use as a reducing agent and in the generation of hydrogen, J. Am. Chem. Soc. 75 (1953) 215.