

무인기 동력원을 위한 연료전지 시스템의 설계 및 성능 시험

Design and Performance Tests of a Fuel Cell System for a Power Source of UAV

김태규 심현철 권세진
Taegyu Kim Hyunchul Shim Sejin Kwon
한국과학기술원 항공우주공학과, 대전 305-701
(발표자 연락처 : trumpet@kaist.ac.kr)

ABSTRACT Fuel cell system was designed and constructed to use as a power source of unmanned aerial vehicles (UAV) in the presented study. It is difficult to integrate gaseous hydrogen into the vehicle due to its high specific volume. Catalytic hydrolysis of sodium borohydride (NaBH₄) was used to generate pure hydrogen in the present study. Fuel cell system consists of hydrogen generator, micro-pump, fuel cartridge, separator, fuel cell stack, and power controller. Blended wing-body (BWB) UAV was used to validate the fuel cell system as a power plant. Performance tests of the system were carried out at various conditions and the optimal design was sought. Three successful flights have made with the fuel cell system and show that the fuel cell UAV is capable of high endurance and high performance.

Keyword : UAV (Unmanned Aerial Vehicle), Fuel cell, Sodium borohydride

1. 서론

무인 항공기는 1910년 1차 세계대전 당시 미국 등에서 감시정찰을 목적으로 필요성을 인식하고 연구를 시작하여, 현재는 선진국을 중심으로 200여종의 무인 항공기가 개발되었고 실전에 활용되고 있다. 현재 무인 항공기 개발의 경우 무인 비행 기술에 대한 연구는 지속적으로 이루어지고 있지만 여전히 동력 기술은 기존의 내연 엔진 혹은 2차 전지에 의존하고 있다. 내연 엔진의 경우는 낮은 효율, 진동 및 소음으로 인해 무인 항공기의 감시정찰 임무수행에 큰 제약이 따르게 되고, 2차 전지는 낮은 에너지 밀도로 인해 임무범위가 매우 제한적일 수밖에 없다. 최근 연료전지를 무인 항공기의 동력장치로 이용하는 연구가 선진국을 중심으로 이루어지고 있다. 연료전지는 연료의 화학적 에너지를 직접 전기에너지로 변환하기 때문에 장치가 단순하고 소음이 없으며 높은 효율 등의 장점 때문에 새로운 무인 항공기 동력기술로서의 타당성이 입증되었다. 무인기 동력원의 장단점을 Table. 1에 정리하였다.

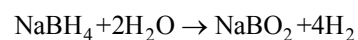
Table 1 Comparison of UAV power sources

Power source	Advantages	Disadvantages
Internal engine	High power	Low efficiency Vibration & Noise
2 nd battery	Silence Simplicity	Low energy density Short duration Environment issue Rechargeable problem
Fuel cell	Long run-time	High cost

본 연구에서는 연료전지를 무인 항공기의 동력장치로 이용하고자 한다. 20 W 급의 PEM (polymer electrolyte membrane) 타입의 연료전지를 사용하였다. 연료전지의 연료인 수소는 밀도가 매우 낮기 때문에 비행체에 내장하기가 매우 곤란하다. 본 연구에서는 액상의 NaBH₄로부터 촉매반응을 통하여 수소를 발생하는 방식을 통하여 이 문제를 해결하고자 하였다. 제안된 연료전지의 효율성을 입증하기 위해 본 연구에서는 에너지 효율이 우수한 것으로 알려진 blended wing-body 형상의 무인항공기를 채용, 연료전지를 사용한 장기 체공 비행이 가능함을 보이고자 한다.

2. NaBH₄ 연료

연료 전지를 구동하기 위해 필요한 수소를 요구 에너지 밀도로 저장하기 위해서는 고압 혹은 저온 액상 상태의 저장 방식이 요구된다. 따라서 연료전지로 무인항공기를 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. 본 연구에서는 여러 수소화물 중에 NaBH₄를 사용하였다. NaBH₄는 상대적으로 높은 수소 함량을 가지고 있고, 안정한 물질이며, 불연성의 알칼리 용액으로 가수분해 반응의 제어가 용이하고, 친환경적이며 재생 가능한 연료이다. 특정 촉매 상에서 NaBH₄의 알칼리 용액은 다음과 같은 화학 반응 경로로 통해 가능하다 [1, 2].



3. NaBH₄ 가수분해

NaBH₄ 용액으로부터 수소를 생성하기 위해 관형의 PTFE (polytetrafluoroethylene) 반응기를 사용하였다. 코발트 계열 촉매를 함침법 (Wet impregnation method)을 이용하여 실험실에서 자체 제작하였으며 [3], 다공성 세라믹 (ISOLITE®)을 촉매 지지체로 사용하였다 [4]. 실험에 사용한 NaBH₄ 연료의 조성은 25% NaBH₄, 5% NaOH, 70% H₂O 로 하였고, 반응 실험은 반응기 내부의 반응 진행 상태를 확인하기 위해 외부 단열제가 없이 상온 상태에서 수행하였다. Fig. 1 은 20 ml/h 유량 조건에서 시간에 따른 수소 생성율을 나타내었다. 반응초기에는 반응기 내부 온도가 낮고 반응 속도가 느리기 때문에 수소 생성율도 낮게 측정되었다. NaBH₄ 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 이론값에 근접한 수소 생성율을 얻을 수 있었고, 이는 제작된 촉매 하에서 NaBH₄ 수용액이 거의 100% 전환되었음을 의미한다. 또한 반응이 진행되는 동안 촉매가 벗겨지지 않고 견고하게 코팅되었음을 확인하였다.

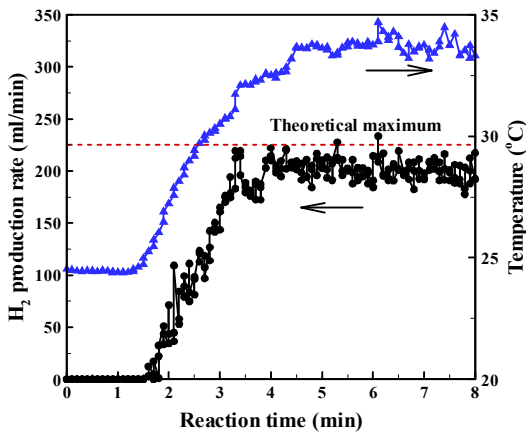


Fig. 1. Hydrogen production rate and reactor temperature as a function of reaction time. Feed rate was 20 ml/h and the fuel composition was 25% NaBH₄, 5% NaOH, 70% H₂O.

4. 연료전지 시스템

본 연구에서 시험할 무인기를 구동하기 위해 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 가습이 되도록 제작되었다. Fig. 2 는 스택의 300 ml/min의 수소 공급 유량 조건에서 스택의 성능 곡선을 보여주고 있다. 1.5 A 에서 10.5 V, 16 W 의 성능을 보였다.

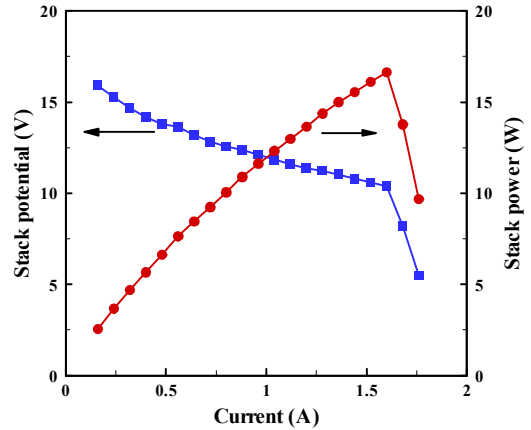


Fig. 2. Performance curve of the fuel cell stack. Feed rate of hydrogen was 300 ml/min.

전체 연료 전지 시스템은 Fig. 3 과 같이 연료 생성 및 공급을 위한 촉매 반응기, 펌프, 연료 카트리지, 분리기, 제거기, 연료전지로 구성되어 있다. 시스템 운용 개념은 다음과 같다. 연료 카트리지에 액상 저장되어 있는 수소화물 연료를 마이크로 펌프를 이용하여 촉매 반응기에 공급하게 되고 촉매 반응을 통해 생성된 생성물 중 NaBH₄는 분리기에서 제거되고 순수한 수소만 연료 전지에 공급되게 된다. Fig. 4 는 통합된 시스템과 각 부품의 명칭을 나타내고 있으며, Fig. 5 는 무인 항공기에 탑재된 연료전지 시스템을 보여 주고 있다. Fig. 6 에 개발된 연료 전지 동력 시스템의 무게 분포를 나타내었다. 연료 전지가 시스템 무게의 60%를 차지하고 있으며, 연료 공급 장치는 모두 17.6%로 충분히 경량화 되었다는 것을 알 수 있다. Fig. 7 은 무인 항공기에 탑재된 연료 전지 동력 시스템의 작동 시험 결과를 보여주고 있다. 일정한 수소 생성율 하에서 전기 모터가 원활히 구동되었음을 확인하였다.

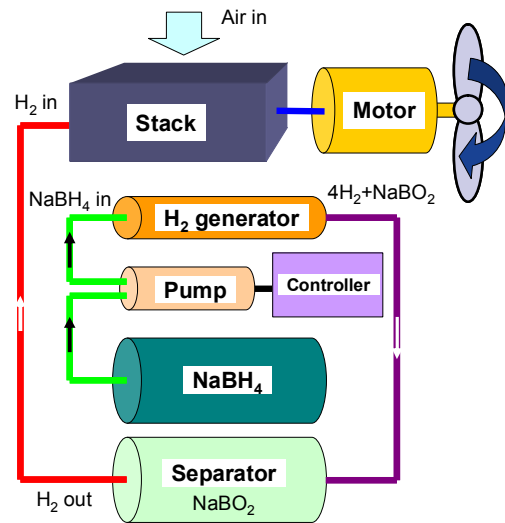


Fig. 3. Layout of the fuel cell system.

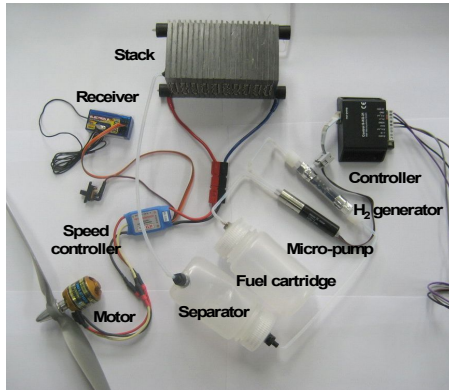


Fig. 4. Components of the fuel cell system.



Fig. 5. Integration of the fuel cell system into a UAV test bed.

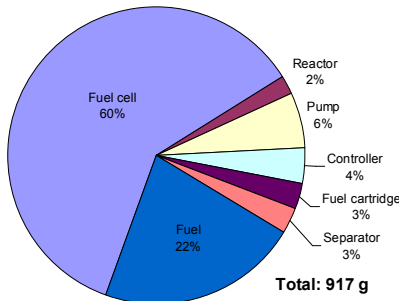


Fig. 6. Weight distribution of the fuel cell system.

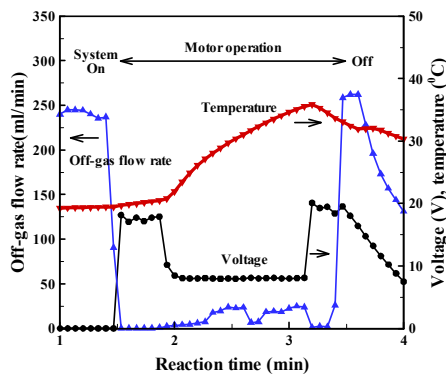


Fig. 7. Voltage, temperature, and off-gas flow rate of the fuel cell system as a function of operation time.

5. 연료전지 UAV

본 연구에서는 제안된 연료전지의 우수한 연료저장 밀도의 성능을 입증하기 위해 무인 항공기의 장기체공 비행실험을 준비하고 있다 [5, 6]. 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 항법장치나 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. 8).

BWB 는 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. Table 2 는 본 연구에 사용될 BWB 의 제원이다.

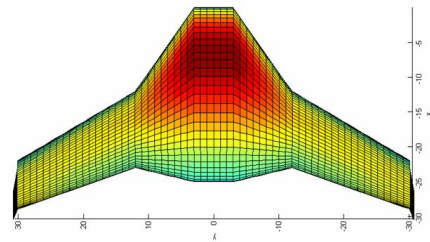


Fig. 8. Blended Wing-Body UAV.

Table 2 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

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 Fig. 9 와 같다. 연료전지를 기반으로 한 무인 항공기는 에너지의 발생, 저장, 활용을 관장할 smart power management system 이 연구의 중요한 부분을 차지한다. 여기에는 Lithium-Polymer 배터리로 구성된 보조전원이 추가로 포함되는데, 이는 이륙시 필요한 대량의 전력을 공급하며, 비행 중에는 연료전지에서 발생하는 잉여 전력을 충전할수 있다.

지원으로 수행되었으며, 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

[1] 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.
 [2] S.C. Amendola, S.L. Sharp-Goldman, M.S. Janjua, M.T. Kelly, P.J. Petillo, M. Binder, J. Power Sources vol.85 (2000) 186-189.
 [3] Wei Ye, Huamin Zhang, Dongyan Xu, Li Ma, Baolian Yi, J. Power Sources vol.164 (2007) 544-548.
 [4] Taegyu Kim, Sejin Kwon, Proc. 20th IEEE int. conf. MEMS2007 (2007) 895-898.
 [5] 김태규, 심현철, 권세진, 연료전지를 동력장치로 하는 Blended Wing-Body UAV, 한국항공우주공학회 2007년 춘계학술대회, 2007.
 [6] 김태규, 심현철, 권세진, 무인 항공기용 연료 전지 동력 시스템 개발, 한국추진공학회 2007년 춘계학술대회, 87-91,2007.

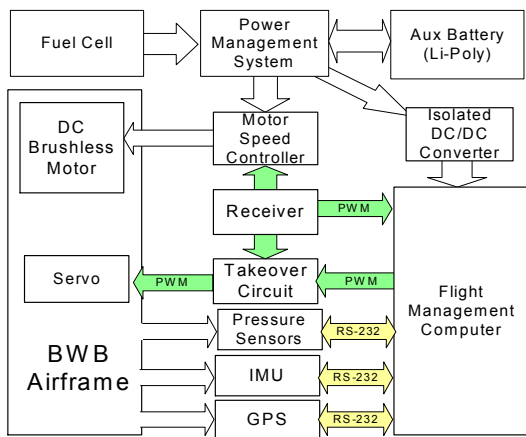


Fig. 8. Onboard system architecture of the fuel cell-powered UAV.

6. 결론

무인 항공기의 동력장치로서 연료전지 시스템을 구축하였다. 액상의 NaBH₄ 에서부터 촉매반응을 통해 수소 생성하였고, 20 W 급 연료전지의 성능 검증을 수행하였다. 연료 전지 시스템을 구성하기 위해 연료 전지 스택, 촉매 반응기, 펌프, 연료 카트리지, 분리기, 제어기를 통합 설계하였고 무인 항공기에 탑재하여 성능 시험을 수행하였다. 본 연구에서 액상의 연료 및 연료전지를 통해 구동하는 무인 항공기는 장기체공 및 높은 추진 효율 획득이 가능할 것으로 판단된다.

후기

이 연구는 방위사업청 지정 국방 MEMS 특화센터의