

무인기용 연료전지 추진 시스템의 동력 관리

김태규* · 심현철* · 권세진*

Power Management of Fuel Cell Propulsion System for Unmanned Aerial Vehicles

Taegy Kim* · Hyunchul Shim* · Sejin Kwon*

ABSTRACT

Fuel cell was used as a propulsion system for unmanned aerial vehicles (UAV) in the present study. Fuel cell propulsion system are an ideal alternative power source with high energy density for high-endurance UAV. Fuel cell power system provides UAV up to five times the energy density of existing batteries. Sodium borohydride, stored in liquid state, was selected as a hydrogen source. Hydrogen generation system consists of catalytic reactor, pump, fuel cartridge, and separator. Hybrid power management system (PMS) between fuel cell and lithium-polymer battery was developed. Motor, pump, and fans operated on battery power controlled by feedback signals of fuel cell system. Battery was recharged by surplus power of fuel cell.

초 록

본 연구에서는 무인기용 추진 시스템으로 연료전지를 사용하였다. 연료전지 추진 시스템은 고향속 무인기를 위한 고에너지 밀도를 갖는 이상적인 대체 동력원이다. 연료전지 동력 시스템은 기존 배터리의 5배 이상의 에너지 밀도를 제공한다. 액체상태로 저장되는 수소화붕소나트륨을 수소원으로 사용하였다. 수소 생성 시스템은 촉매 반응기, 펌프, 연료 카트리지를 분리기로 구성된다. 연료전지와 리튬-폴리머 배터리의 하이브리드 동력 관리 시스템이 개발되었다. 모터, 펌프, 팬은 연료전지 시스템의 피드백 신호에 따라 배터리 동력으로 작동되고 배터리는 연료전지의 잉여 동력으로 재충전되었다.

Key Words: Fuel cell(연료전지), High-endurance UAV(고향속 무인기), PMS(동력 관리 시스템)

1. 서 론

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 혹

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

은 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.

본 연구에서는 연료전지를 무인 항공기의 동력장치로 이용하고자 한다. 50 W급의 PEM (polymer electrolyte membrane) 타입의 연료전지를 사용하였다. 연료전지의 연료인 수소는 밀도가 매우 낮기 때문에 비행체에 내장하기가 매우 곤란하다. 본 연구에서는 액상의 수소화붕소나트륨으로부터 촉매반응을 통하여 수소를 발생하는 방식을 사용하였고, 연료전지와 리튬-폴리머 배터리의 하이브리드 동력 관리 시스템을 개발하였다. 제안된 연료전지의 효율성을 입증하기 위해 본 연구에서는 에너지 효율이 우수한 것으로 알려진 blended wing-body 형상의 무인항공기를 채용, 연료전지를 사용한 장기 체공 비행이 가능함을 보이하고자 한다.

2. 수소 생성 시스템

최근 화학 수소화물의 가수분해로부터 수소를

Table 1. Comparison of UAV power sources

	Advantages	Disadvantages
Internal engine	High power	Low efficiency Vibration Noise
Battery	Silence Simplicity	Low energy density Short duration Environment issue Recharge problem
Fuel cell	Silence Long duration	High cost

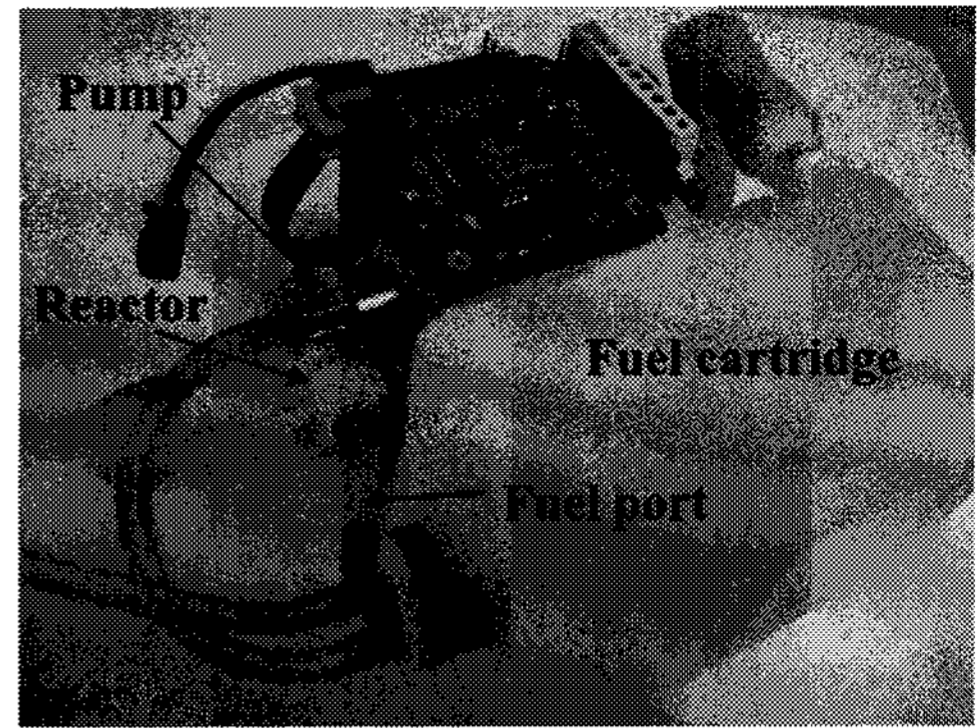
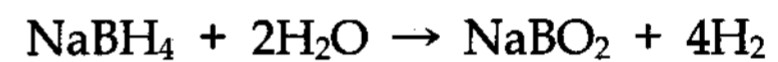


Fig. 1 Hydrogen generation system

생성할 경우, 생성된 수소의 순도가 높고 제어가 용이한 장점 때문에 많은 주목을 받고 있다. 본 연구에서는 수소화붕소나트륨(NaBH_4)를 연료전지 수소원으로 사용하였다. 루테튬, 백금, 코발트 촉매 상에서 NaBH_4 의 알칼리 용액은 다음과 같은 화학 반응 경로로 통해 가능하다 [1, 2].



NaBH_4 는 상대적으로 높은 수소 함량을 가지고 있고, 안정한 물질이며, 불연성의 알칼리 용액으로 가수분해 반응의 제어가 용이하고, 친환경적이며 재생 가능한 연료이다. Figure 1은 수소 생성 시스템을 보여주고 있다. NaBH_4 용액의 가수분해를 통해 수소를 추출하기 위해 PTFE (polytetrafluoroethylene) 반응기를 사용하였다. 코발트 촉매를 다공성 세라믹 지지체에 함침법 (Wet impregnation method)을 이용하여 제조하였다. 실험에 사용한 NaBH_4 연료의 조성은 25% NaBH_4 , 5% NaOH , 70% H_2O 였고, 반응 실험은 반응기 내부의 반응 진행 상태를 확인하기 위해 외부 단열체가 없이 상온상태에서 수행하였다. Figure 2는 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 30 °C을 넘게 되면서 반응 속

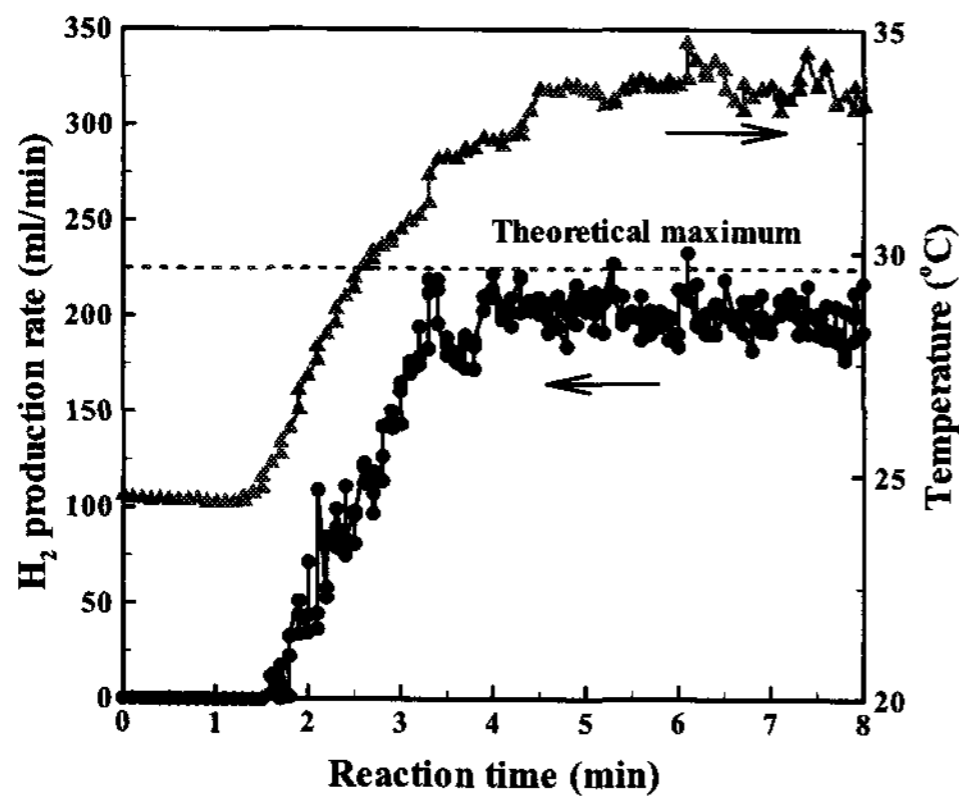


Fig. 2 Hydrogen production rate and temperature change as a function of reaction time at the feed rate of 20 ml/h

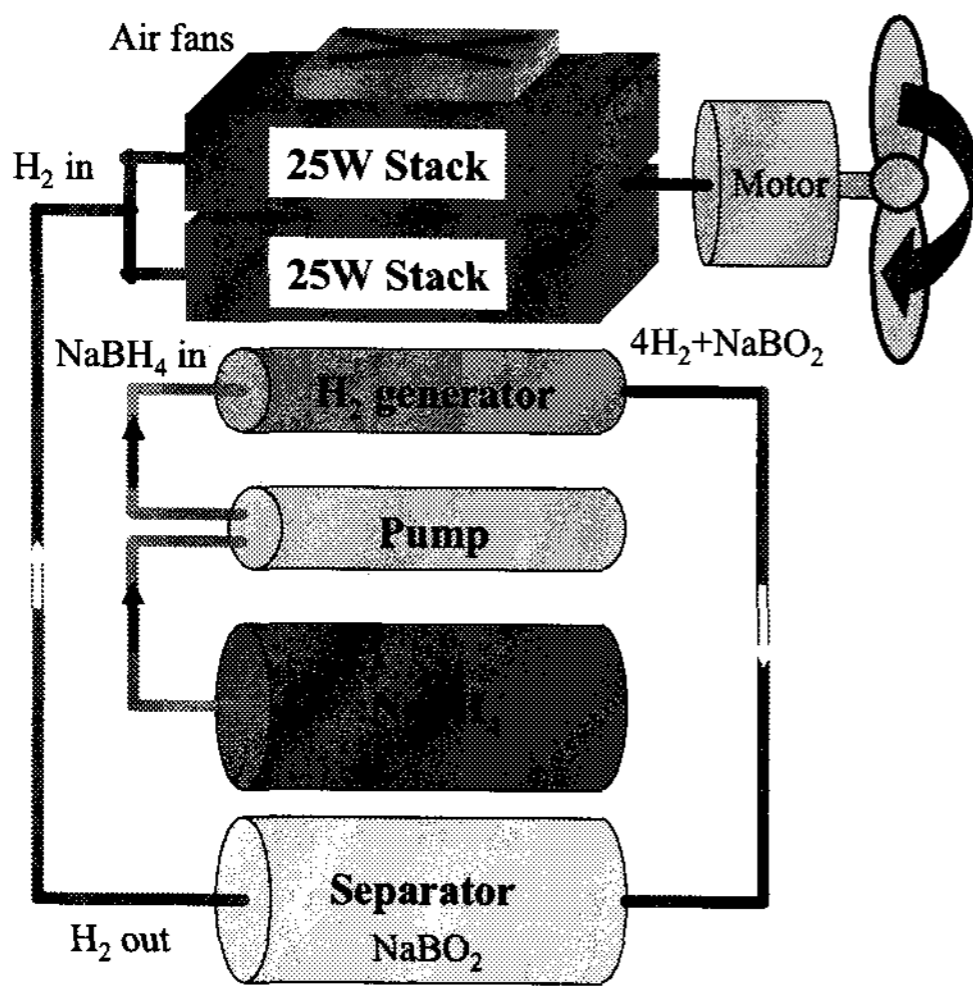


Fig. 3 Layout of a fuel cell system with hydrogen generation system

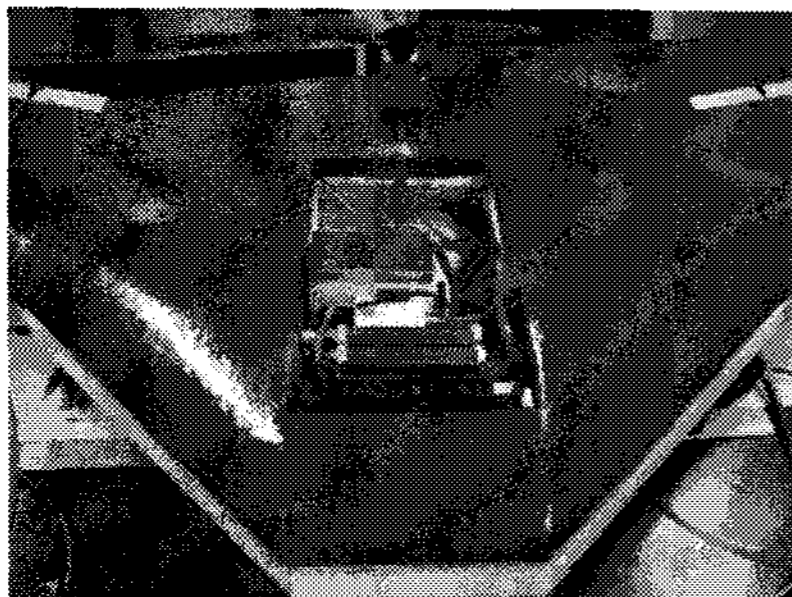


Fig. 4 Packing of a fuel cell system in a UAV

도가 급격하게 증가하였다. 반응 시작 후 80초 이후에 이론값에 근접한 수소 생성율을 얻을 수 있었고, 이는 제작된 촉매 하에서 NaBH_4 수용액이 거의 100% 전환되었음을 의미한다. 또한 반응이 진행되는 동안 촉매가 벗겨지지 않고 견고하게 코팅되었음을 확인하였다.

3. 연료전지 시스템

본 연구에서 시험할 무인기를 구동하기 위해 25 W급의 상용 연료전지 스택을 사용하였다. 3.8 cm^2 의 전극 면적을 갖는 24개의 단위 셀로 제작되었으며, 두 개의 스택을 병렬로 연결하여 총 출력은 50 W 였다. 전체 연료 전지 시스템은 Fig. 3와 같이 연료 생성 및 공급을 위한 촉매 반응기, 펌프, 연료 카트리지, 분리기, 제어기, 연료전지로 구성되어 있다. 시스템 운용 개념은 다음과 같다. 연료 카트리지에 액상 저장되어 있는 수소화물 연료를 펌프를 이용하여 촉매 반응기에 공급하게 되고 촉매 반응을 통해 생성된 생성물 중 NaBH_4 는 분리기에서 제거되고 순수한 수소만 연료 전지에 공급되게 된다. Figure 4는 무인기에 탑재된 연료전지 시스템을 보여주고 있다. 전체 연료전지 시스템에서 수소 생성 시스템은 23%로 경량화 되었으며, 연료전지가 44%를 차지하였다.

4. 동력 관리 시스템

연료전지와 리튬-폴리머의 하이브리드 동력 관리 시스템을 Fig. 5에 보여주고 있다. 초기 큰 동력을 요구하는 이륙 시에는 배터리 동력을 사용하게 되며, 비행 시에는 연료전지 동력을 사용하게 된다. 모터, 펌프, 팬은 연료전지의 동력, 온도 피드백 신호에 의해 제어되며, 배터리는 연료전지의 잉여 전력에 의해 재충전된다. 리튬-폴리머 배터리는 충전 시 전압변화에 매우 민감하므로 연료전지는 DC/DC 변환기에 의해 요구 전압 범위로 조절되며, 전용 충전기 및 밸런스를 이용하여 리튬-폴리머 배터리를 충전하였다.

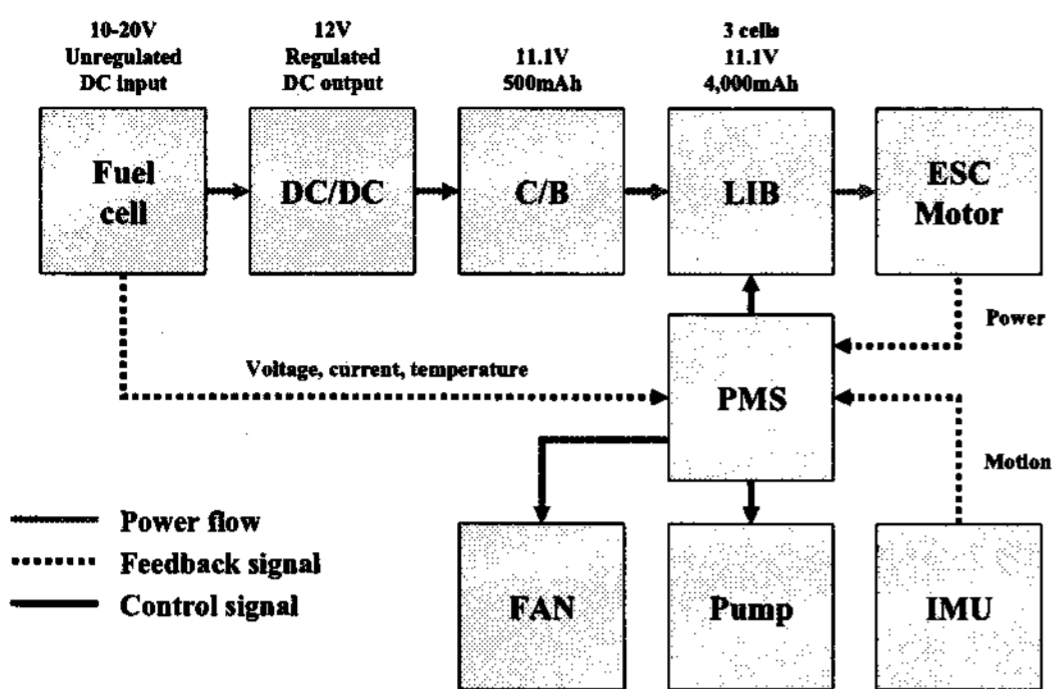


Fig. 5 Hybrid power management system of fuel cell and lithium-polymer battery

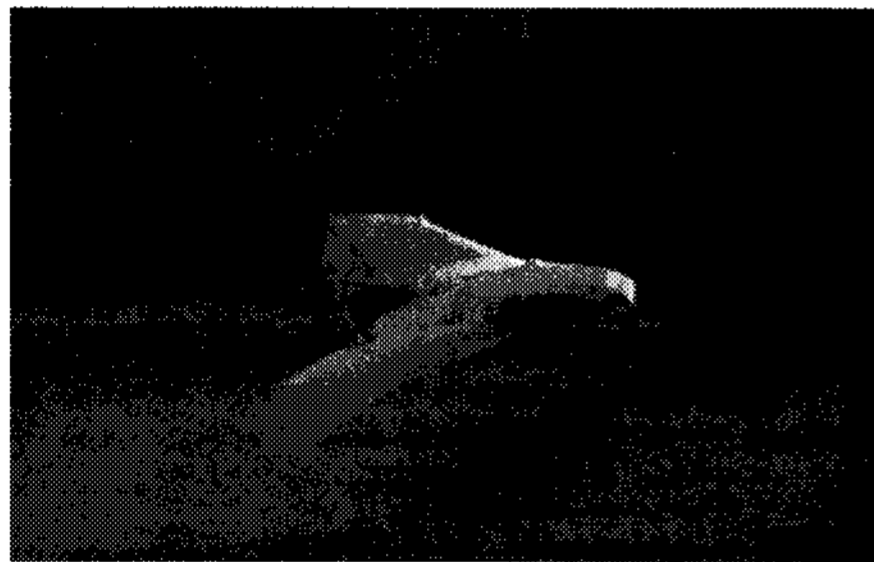


Fig. 6 Blended wing-body UAV

5. 연료전지 비행 시험

본 연구에서는 제안된 연료전지의 우수한 연료저장 밀도의 성능을 입증하기 위해 Fig. 6과 같은 BWB (Blended Wing-Body) 형상의 무인기를 사용하였다. BWB는 기존의 flying wing과 lifting body를 조합한 형상으로, 우수한 효율과

기동성으로 미래의 많은 무인 항공기 개발에 사용될 것으로 기대된다. BWB는 동체에 해당하는 부분도 airfoil의 형상을 하고 있기 때문에 양력 발생에 상당한 기여를 하면서 충분한 수납공간을 제공하기 때문에 본 연구에 적합한 기체이다. 현재까지 9번의 비행시험을 수행하였고, 연료전지가 고향속, 고성능의 무인기의 동력장치로서의 가능성을 입증되었다.

후 기

이 논문은 2007년도 정부(과학기술부)의 재원으로 한국과학재단의 지원을 받아 수행된 연구임. (No. R0A-2007-000-20065-0)

참 고 문 헌

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. W.Ye, H. Zhang, D. Xu, L. Ma, B. Yi, Hydrogen generation utilizing alkaline sodium borohydride solution and supported cobalt catalyst, J. Power Sources 164 (2007) 544.