

고분자 전해질 연료전지를 이용한 무인비행체 동력시스템 설계

지영광¹ · 손영준^{2†} · 박구곤² · 김창수² · 최유승³ · 조성백³

¹과학기술연합대학원대학교 신에너지기술전공, ²한국에너지기술연구원, ³국방과학연구소

Power System Development of Unmanned Aerial Vehicle using Proton Exchange Membrane Fuel Cell

YEONGKWANG JEE¹, YOUNGJUN SOHN^{2†}, GUGON PARK², CHANGSOO KIM²,
YUSONG CHOI³, SUNGBAEK CHO³

¹Advanced Energy Technology, University of Science & Technology, 176 Gajung-dong,
217 Gajungro Yuseong-Gu Daejeon 305-350, Korea

²Fuel Cell Research Center, Korea Institute Of Energy Research, 71-2 Jang-dong, Yuseong-Ku, Daejeon 305-343, Korea

³Agency for defense development, chochiwongil 462, Yuseong-Ku, Daejeon 305-152, Korea

Abstract >> In this paper, the development and performance analysis of a fuel cell-powered unmanned aerial vehicle is described. A fuel cell system featuring 1 kW proton exchange membrane fuel cell combined with a highly pressurized fuel supply system is proposed. For the higher fuel consumption efficiency and simplification of overall system, dead-end type operation is chosen and each individual system such as purge system, fuel supply system, cooling system is developed. Considering that fluctuation of exterior load makes it hard to stabilize fuel cell performance, the power management system is designed using a fuel cell and lithium-ion battery hybrid system. After integration of individual system, the performance of unmanned aerial vehicle is analyzed using data from flight and laboratory test. In the result, overall system was properly operated but for more duration of flight, research on weight lighting and improvement of fuel efficiency is needed to be progressed.

Key words : Unmanned aerial vehicle(무인비행기), Proton exchange membrane fuel cell(고분자 전해질 연료전지)

1. 서 론

UAV(무인 비행체) 등의 추진 전력원으로 사용가능한 초소형 고분자 전해질 연료전지 스택을 제작하고 보조 배터리와의 연동을 통해 안정적인 고출력 동력시스템을 개발하고자 하였다.

무인 비행체의 에너지원으로 가솔린 기관과 배터리를 사용하려 했던 그 간의 시도에서 가솔린 기관

은 낮은 효율성 때문에 무인 비행체에 적합하지 않고, 배터리만의 동력 시스템 또한 낮은 에너지 밀도 때문에 장기간의 운전 시에 문제가 되었다. 이러한 문제점을 해결하고자 연료전지를 에너지원으로 하여 무인 비행체를 제작하려는 시도가 있었으며, 그 부류는 대체로 고분자 전해질 연료전지(PEMFC)를 이용한 구성이나 고체 산화물 연료전지(SOFC)를 이용한 구성으로 나뉜다. 하지만 아직까지 고체 산화물 연료전지를 이용한 무인 비행체 제작은 미미한 수준이며, 저온에서 작동 가능하다는 점과 상대적으로 높은 에너지 밀도를 가지는 장점으로 말미암아 고분

[†]Corresponding author : yjshon@kier.re.kr

[접수일 : 2012.5.31 수정일 : 2012.6.14 게재확정일 : 2012.6.22]

자 전해질 연료전지를 에너지원으로 사용하는 시도가 활발하다.

고분자 전해질 연료전지를 이용한 무인비행체는 압축 수소탱크와 공기 압축기를 이용하여 500 W급 무인 비행체를 제작한 기록이 있으며¹⁾, 수소화붕소 나트륨 용액을 가수분해할 때 발생하는 수소를 이용하여 100W 미만의 연료전지 무인비행기를 제작한 기록도 있다²⁾.

이에 본 연구는 추후 무인 비행체를 정찰 등의 타 목적으로 활용하기 위해 탑재 장비의 무게 등을 고려하여 기존 연구에 비해 월등한 출력을 내는 1kW 급 연료전지를 이용한 무인 비행체를 구상하였다. 연료전지의 성능을 확보할 수 있는 수준에서 시스템을 최대한 경량화하고 단순화하는 것에 목적을 두고, 가장 많은 무게를 차지하는 연료전지 스택을 소형화하고 단위 면적당 출력을 증가시키기 위해 기존 연구와는 달리 공기 압축기를 사용하는 대신 순수 압축 산소와 수소를 이용하였다. 고압으로 압축 가능한 연료 탱크를 사용하여 에너지 밀도를 높이고 보다 긴 체공시간을 확보할 수 있도록 하였다. 또한 독자적인 배터리와 연료전지 연계시스템을 개발하여 동력 시스템의 안정성을 높이기 위한 구성을 하였다.

2. 무인비행체 동력 시스템

2.1 시스템 개요

본 연구에서 제작된 무인 비행체의 동력원은 연료전지와 보조 배터리로 연계 시스템으로 이루어져 있다. 연료전지는 순수 수소와 산소 사용시 1kW의 출력을 낼 수 있게 설계되었으며, 활성면적 35cm²의 단위 전지를 34셀 결합하였다. 연료전지에 공급되는 연료는 압축 수소 및 산소이며, 연료를 저장하기 위해 300bar까지 압축 가능한 고압 연료 탱크를 사용하였다. 압축 수소와 산소가 실제로 연료전지에 공급될 때는 레귤레이터를 이용해 0.5bar 까지 감압시켜 사용한다. 전체 시스템은 dead end operation으로 운전되며 스택 내부에 응축된 물을 배출하기

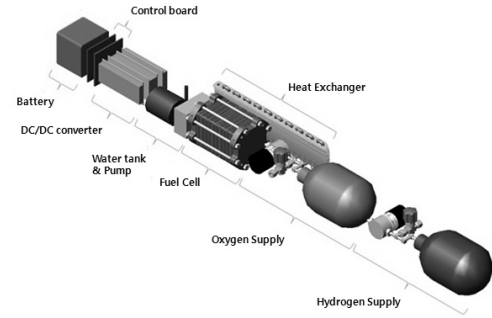


Fig. 1 Arrangement of fuel cell system

위해 스택 후단에 슬레노이드 밸브를 사용한다. 보조배터리로 리튬-폴리머 전지를 이용하며, 전력관리시스템을 구성하여 배터리와 연료전지에 무인비행체의 부하를 분배하고 연료전지의 성능이 안정적으로 유지될 수 있게 하였다.

Fig. 1은 연료전지 발전모듈의 배치도이며 동력시스템을 구성하는 연료 공급부(수소, 산소탱크 및 레귤레이터), 연료전지 스택, 냉각부(열교환기, 물탱크, 펌프), 제어부 및 배터리가 비행기 동체 내부에서 배치되어 있는 형태를 확인할 수 있다.

연료전지 발전모듈 배치도에서 볼 수 있듯이 연료전지를 중심으로 연료공급부와 냉각시스템이 연결되어 있고, 연료전지에서 생산된 전력은 제어부의 제어 아래 배터리 전력과 합쳐져서 무인비행체에 동력을 제공하게 된다.

Fig. 2는 연료전지와 연료공급부, 냉각시스템의

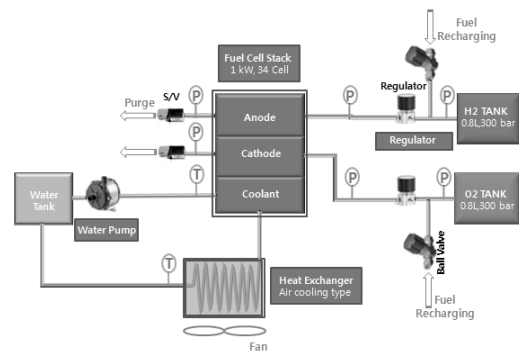


Fig. 2 Fuel cell system P&ID

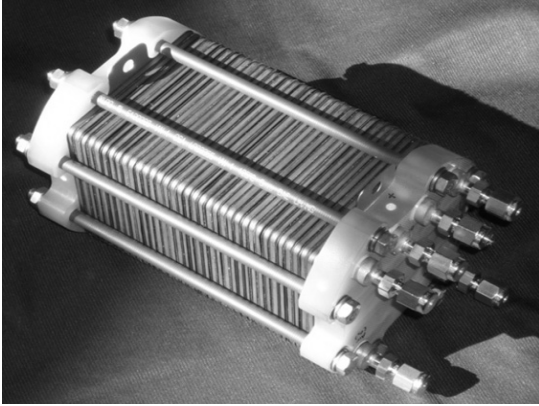


Fig. 3 34 Cell fuel cell stack

연결 관계를 확인할 수 있는 연료전지 시스템 P&ID (piping&instrument diagram)이다. 앞서 설명한 구성요소들이 연료전지를 중심으로 연결되어 있는 모습을 개략적으로 확인할 수 있다.

2.2 연료전지 스택

본 연구에서 사용할 무인 비행체를 구동하기 위한 연료전지를 제작하였다. 자체 제작한 고분자 전해질 막 및 분리판을 이용하여 1kW 급 34Cell 연료전지 스택을 조립하였다. 활성면적 35cm^2 의 단위전지를 사용하였으며, 순수 수소 및 산소를 이용했을 때의 유량을 고려하여 분리판을 설계, 제작하였다. Fig. 3은 실제 제작된 연료전지 스택이며, Fig. 4는 수소 및 산소를 이용하여 연료전지 스택을 운전했을 때 I-V 곡선 및 I-P 곡선을 나타낸다.

제작된 연료전지 스택의 실험결과 49.3 A에서 20.74 V, 1,020 W의 성능을 보임을 확인하였다.

2.3 연료 공급 시스템

연료전지 스택에 연료를 공급하기 위한 시스템을 다음과 같이 구성하였다. 장기간의 비행 시간을 보장하기 위해 고압 압축 수소 및 산소를 이용한 시스템을 구성하였으며, 이를 위해 300bar 까지 압축하

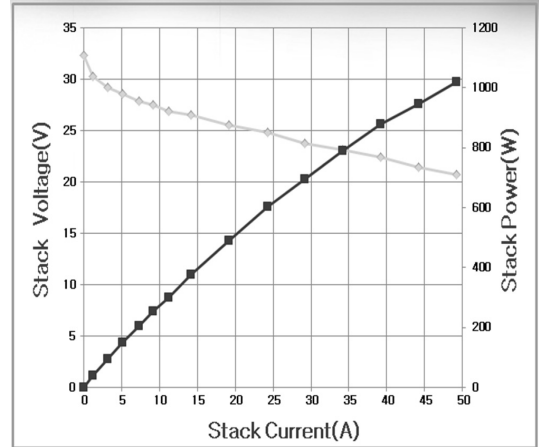


Fig. 4 Performance curve (65°C, 100% H₂, O₂)

여 연료를 담을 수 있는 0.8L의 연료탱크를 사용하였다. 시스템 경량화를 위해 별도의 가습 장치를 구성하지 않았기 때문에, 무가습 조건에서 연료전지의 성능을 확보하기 위해 대기압보다 높은 압력 조건에서 연료전지 운전을 할 필요가 있었다. 그래서 압축된 연료의 압력을 대기압까지 감압시키지 않고, 레귤레이터를 통해 연료의 공급 압력을 0.5bar 수준에서 유지시켰다.

2.4 동력 연계 시스템

무인 비행체의 이륙, 선회, 착륙 등의 급작스런 부하 변동에 대응하고, 외부 부하에 즉각적으로 반응하기 힘든 연료전지의 특성을 보완하기 위해 연료전지와 배터리의 동력 연계 시스템을 고안하였다. 사용된 배터리는 리튬-폴리머 배터리로(10-Cells, 37 V, 35 C), 연료전지와 연동되어 외부 부하에 맞게 전력을 나누어 공급할 수 있게 되어 있다. 동력 연계 시스템은 무인 비행체가 필요한 동력을 배터리와 연료전지에 적절하게 분배하되, 급작스런 부하 변동에는 우선 배터리의 전력이 공급되고 연료전지의 성능을 안정적으로 유지하는 선에서 점차적으로 연료전지의 전력이 배터리의 전력을 대체하는 방식을 사용하였다. 동력 연계 시스템에서 공급한 총 전력, 연료

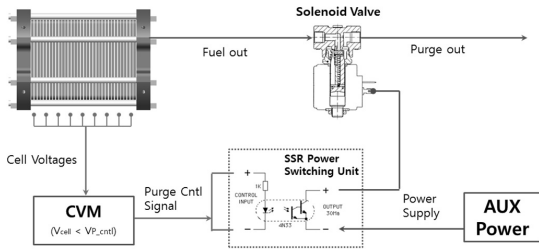


Fig. 5 Mimetic diagram of purge system

전지와 배터리 전력 분배 상황 등은 무선 송수신을 통해 지상의 컴퓨터로 전송될 수 있게 하였다.

2.5 Purge control

수소 및 산소를 효율적으로 사용하고, 무가습 상태에서 연료전지 성능을 확보하기 위한 연료의 가압이 필수적이기에 산소극(cathode)과 수소극(anode)의 후단(outlet)을 닫은 상태에서 운전하는 dead-end 타입을 채택하였다. 후단이 막혀 있기 때문에 연료의 압력을 레귤레이터를 통해 조절할 수 있으며, flow-through mode로 운전했을 때의 연료 낭비를 막을 수 있다는 점 그리고 전체 시스템이 단순화된다는 장점이 있다. 하지만 dead-end mode로 운전했을 때 스택 내부에 응축되는 수분을 적절히 배출하지 않으면 연료전지의 성능 저하를 유발하기 때문에 수분을 배출하기 위한 배출 시스템(purge system)이 필수적이다³⁾. 본 연구를 위해서 수소극과 산소극의 후단에 각각 솔레노이드 밸브를 설치했으며, 연료전지의 전압을 모니터링 하다가 일정 전압 아래로 떨어지면 솔레노이드 밸브를 열어 스택 내부에 응축된 수분을 배출하는 시스템을 구성하였다. 배출 시스템의 모식도는 Fig. 5와 같다.

2.6 Cooling system

연료전지 운전에 따른 발열을 제어하기 위한 수냉식의 냉각 시스템이 구성되었다. 시스템 구성은 물탱크, 물펌프, 열교환기로 이루어지며 연료전지 스택을 순환한 냉각수가 열교환기를 통과하면서 일정 온도를 유지하는 시스템이다.

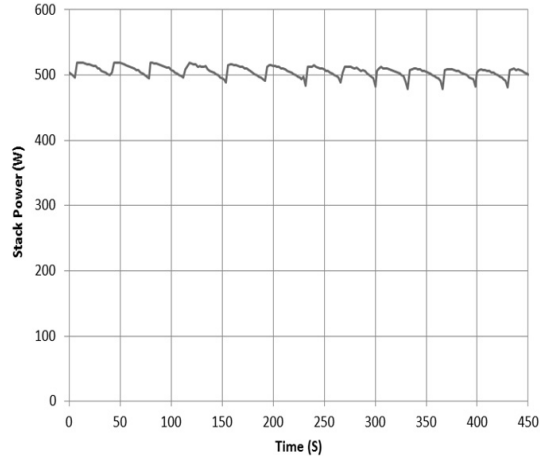


Fig. 6 Power fluctuation under purge operation

열교환기 전후단 및 연료전지 스택 전후단에 온도센서가 부착되어 있으며 설정된 온도에 따라 펌프의 속도를 제어하는 방식으로 일정 온도를 유지하였다.

3. 연료전지 시스템 운전 및 비행 실험

3.1 Dead-end operation

수소극 및 산소극 후단에 각각 솔레노이드 밸브가 설치되어 있으며, CVM(cell voltage monitoring)에 의해 연료전지 스택의 전압이 설정 전압 밑으로 떨어지면 밸브를 열어 스택 내부의 물을 배출하고 연료전지의 전압을 회복하는 시스템을 갖추고 있다. 시스템의 작동을 확인하기 위해 일정 부하를 걸어놓고 연료전지 스택의 전압 변화 및 솔레노이드 밸브 작동 여부를 확인하였으며 실험의 결과는 Fig. 6과 같다.

연료전지에 걸린 부하는 500W이며 부하변동이 없을 때 일정 전력 값을 사이에 두고 감소 및 회복이 주기적으로 일어남을 확인할 수 있다. 일정 전압 아래로 떨어졌을 때 솔레노이드 밸브가 열리면 전압은 다시 예전의 값을 회복하고 솔레노이드 밸브가 닫히

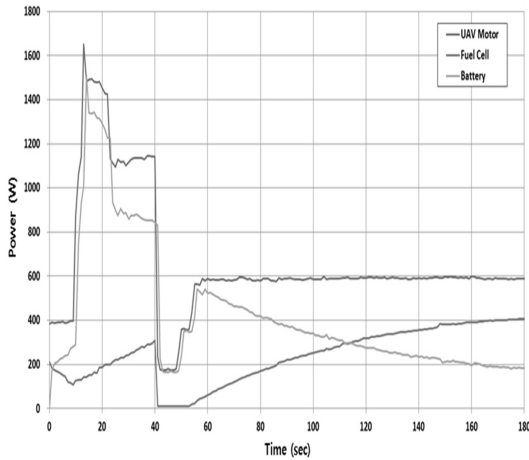


Fig. 7 Power fluctuation during flight test

면 스택 내부에 물이 응축되면서 전압 값이 다시 하강하는 패턴이 반복되고 있다. 여러 부하 값에서 실험을 반복해본 결과 연료전지에 걸리는 부하가 클수록 스택 내부에 물이 빠르게 응축되어, 솔레노이드 밸브가 ON/OFF 되는 주기가 점점 빨라짐을 확인할 수 있었다.

3.2 비행 실험

연료전지 성능 테스트, 연료 공급 시스템 테스트, 동력 연계 시스템 테스트, purge 테스트, 냉각 시스템 테스트 등 개별 시스템 테스트를 완료한 후에 전체 시스템에 대한 실험을 진행하였다. 외부 부하에 따라 필요한 전력이 배터리와 연료전지에 분배되며, 어떤 상황이라도 연료전지가 안정적으로 전력을 생산함을 확인하고자 하였다. 비행 테스트 초기에 1.6kW 까지 부하가 치솟았으나, 배터리의 전력으로 대부분의 부하를 감당하였으며 그 후 연료전지의 전력이 안정적으로 증가하면서 배터리의 전력을 대체해나갔다.

그 후, 무인 비행체의 부하가 600 W로 일정해지면서 연료전지와 배터리의 전력 또한 안정적으로 배분되었고 시스템이 정상 작동됨을 확인할 수 있었다.

Fig. 7은 비행 테스트 중에 전력 변화량을 나타낸 것이며, 각각의 선은 총 전력량, 연료전지 전력, 배

터리 전력을 가리킨다. 부하 변동이 있을 때 초기 전력은 배터리에서 충당하되 시간이 흐르면 점차적으로 연료전지의 전력으로 대체해 나감을 확인할 수 있다. 연료전지 출력의 상한치는 지상에서 컴퓨터를 통해 제어할 수 있는데 본 실험에서는 배터리와 연료전지의 연동 상태 확인 및 초기 실험임을 고려하여 상한치를 400W로 제한해 둔 상태이며, 따라서 연료전지의 출력이 제한치인 400W로 수렴함을 알 수 있다. 테스트 시작 후 180초에 부하가 안정되었으며 그 후 520초간 해당 부하를 유지하였다.

4. 결 론

무인 비행체의 동력 시스템을 구축하기 위한 연구가 진행되었다. 연료전지 스택, 연료 공급 시스템, 동력 연계 시스템, Purge 시스템 등의 시스템을 설계하고 제작하였으며 개별 시스템 테스트 및 비행 테스트를 완료하였다. 개발된 동력 시스템은 다음의 특징을 가지고 있다.

- 1) 자체 설계, 제작한 고분자 전해질 막 및 분리판을 이용하여 활성화 면적 35cm^2 의 34Cell 연료전지 스택을 조립하였다. 순수 수소 및 산소를 이용하여 최대 전력 1kW의 성능을 이끌어 낼 수 있음을 확인하였다.
- 2) 무인 비행체의 부하 변동에 안정적으로 전력을 공급하기 위하여 연료전지-배터리 동력 연계 시스템을 구축하였고, PMS(power management system)에 의해 연료전지와 배터리의 전력이 적절하게 분배됨을 확인할 수 있었으며 연료전지의 성능 또한 안정적으로 유지될 수 있었다.
- 3) 시스템을 단순화하고 연료 소비의 효율성을 증가시키기 위해 Dead-end 타입의 운전 방식을 채택하였다. 연료전지 스택 내부에 응축되는 물을 배출하기 위해 CVM(cell voltage monitoring)에 의해 제어되는 솔레노이드 밸브를 수소극과 산소극 후단에 설치하였다. 연료전지의 전압이 특정 전압 밑으로 떨어질 때마다 솔레노이드 밸

브가 작동하여 전체적으로 일정한 전압이 유지됨을 확인하였다.

개별 시스템의 테스트를 완료한 후에 무인 비행체의 비행 테스트를 수행하였다. 테스트 결과 전체 시스템이 안정적으로 동작함을 확인하였다. 추후 연료 전지 스택 내 물 확산에 대한 연구 및 적절한 퍼지 시간에 대한 연구를 진행하고 무인 비행체 내 부품들을 가벼운 것으로 대체하여, 경량화와 연료 소비 효율성을 높이기 위한 노력을 계속해야 할 것이다.

참 고 문 헌

1. Thomas H. Bradley, "Development and experimental characterization of a fuel cell powered aircraft", *Journal of power sources*, Vol. 171, 2007, pp. 793-801.
2. Taegy kim, "Design and development of a fuel cell-powered small unmanned aircraft", *International journal of hydrogen energy*, Vol. 37, 2012, pp. 615- 622.
3. Jong won choi, "An experimental study on the purge characteristics of the cathodic dead-end mode PEMFC for the submarine or aerospace applications and performance improvement with the pulsation effects", *International journal of hydrogen energy*, Vol. 35, 2010, pp. 369-371.
4. Yongtaek Lee, "An experimental study on water transport through the membrane of a PEFC operating in the dead-end mode", *International journal of hydrogen energy*, Vol. 34, 2009, pp. 7768-7779.
5. Jong Won Choi, "Experimental study on enhancing the fuel efficiency of an anodic dead-end mode polymer electrolyte membrane fuel cell by oscillating the hydrogen", *International journal of hydrogen energy*, Vol. 35, 2010, pp. 12469-12479.
6. Dietmar Gerteisen, "Modeling the phenomena of dehydration and flooding of a polymer electrolyte membrane fuel cell", *Journal of power sources*, Vol. 187, 2009, pp. 165-181.
7. A.Tamayol, "Water permeation through gas diffusion layers of proton exchange membrane fuel cells", *Journal of power sources*, Vol. 196, 2011, pp. 6356-6361.
8. D.S. Falcao, "Water transport through a PEM fuel cell A one-dimensional model with heat transfer effects", *Chemical Engineering Science*, Vol. 64, 2009, pp. 2216-2225.
9. Deukkeun ahn, "Experimental Analysis for Variation of Pressure Difference on Flooding in PEM Fuel Cell at Cathode Channel Outlet", *Transactions of the Korean Hydrogen and New Energy Society*, Vol.20 no.5, 2009, pp.390-396
10. R.F. Mann, "Application of Butler-Volmer equations in the modeling of activation polarization for PEM fuel cells", *Journal of Power Sources*, Vol. 161, 2006, pp. 775-781.