

무인항공기용 150W급 연료전지 동력원 개발 및 실증

양철남^{1,2}, 김양도^{2†}

¹한국기계연구원 부설 재료연구소, ²부산대학교 재료공학부

Development and Demonstration of 150W Fuel Cell Propulsion System for Unmanned Aerial Vehicle (UAV)

CHEOLNAM YANG^{1,2}, YANGDO KIM^{2†}

¹Surface Technology Division, Korea Institute of Materials Science

²Dept. of Material Science and Engineering, Pusan Nat'l Univ.

Abstract >> Long endurance is a key issue in the application of unmanned aerial vehicles. This study presents feasibility test results when fuel cell system as an alternative to the conventional engine is applied for the power of the UAV after the 150W fuel cell system is developed and packaged to the 1/4 scale super cub airplane. Fuel cell system is operated by dead-end method in the anode part and periodically purged to remove the water droplet in flow field during the operation. Oxygen in the air is supplied to the stack by the two air blowers. And fuel cell stack is water cooled by cooling circuit to dissipate the heat generated during the fuel cell operation. Weight balance is considered to integrate the stack and balance of plant (BOP) in package layout. In flight performance test, we demonstrated 4 times standalone take-off and landing. In the laboratory test simulating the flight condition to quantify the energy flow, the system is analyzed in detail. Sankey diagram shows that electric efficiency of the fuel cell system is 39.2%, heat loss 50.1%, parasitic loss 8.96%, and unreacted purged gas 1.67%, respectively compared to the total hydrogen input energy. Feasibility test results show that fuel cell system is high efficient and appropriate for the power of UAV.

Key words : Fuel cell(연료전지), UAV(무인항공기), Stack(스택), Fuel utilization(연료이용율)

Nomenclature

λ : stoichiometric ratio
n : cell number
A : ampere
V : voltage
F : 96485 coulombs/mol
P : power(W)

μ_f : fuel utilization
LPM : liter per minute
BOP : balance of plant

1. 서 론

특히 화석연료에 의한 기후변화 및 환경문제가 대두되면서 수송용, 가정용, 발전용 연료전지 등으로 구분되어 다양하게 연구개발 중에 있으나 여전히 연료전지가 상용화되기 위해서 가장 큰 걸림돌인 가격 절감 및 내구성 향상은 지속적으로 향후 해결해야

[†]Corresponding author : yangdo@pusan.ac.kr

[접수일 : 2012.7.27 수정일 : 2012.8.14 게재확정일 : 2012.8.24]

Copyright © 2012 KHNES

할 과제이다. 그러나 연료전지시스템이 갖는 장점들, 높은 에너지효율 및 저소음, 친환경성 등으로 인해 특수목적용 전원으로 연료전지시스템이 적용되고 있다. 높은 에너지효율 및 저소음, 낮은 작동온도는 은닉성을 요구하는 군사용 동력원으로 연료전지시스템이 적용되기에 적합하다. 이미 독일에서 건조된 비핵잠수함의 주동력원으로 240kW 급 고체고분자 전해질형 연료전지 시스템이 적용되었고¹⁾, 1kW 미만의 연료전지 전원 시스템이 병사용 소형 전원으로 적용되고 있다.

다른 한편으로 무인항공기 동력원으로 기존의 내연기관을 대신하여 연료전지를 이용한 장기체공이 가능한 무인기 개발이 미국을 비롯한 이스라엘 등에서 진행 중이다. 무인항공기는 정보, 감시, 정찰(intelligence, surveillance, reconnaissance, ISR), 국경감시 등을 목적으로 한 군용정찰기에서부터 산불감시, 지형정찰, 기상관측, 통신중계 등 민수용에 이르기까지 활용도가 높다.

이미 미해군청(Naval Research Lab., NRL)에서는 26시간 비행할 수 있는 무인항공기 이온타이거를 2010년에 개발에 성공하였다고 발표하였다²⁾. 300barg로 충전할 수 있는 고압수소탱크를 항공기에 탑재하기 위해 경량소재를 이용하여 무게를 줄여 적용하였고, 연료전지 스택은 군용 및 레저용 연료전지 전문 개발업체인 미국의 Protonex사에서 제조 공급한 고체고분자 전해질 연료전지(polymer electrolyte membrane fuel cell, PEMFC)를 사용하였다³⁾. 비행중 22리터 복합소재용기에 300barg로 충전된 수소를 이용하여 연료전지의 평균 전기출력 280W로 26시간 연속 시험 비행에 성공하였다. 이스라엘에서는 2009년에 세계 최초로 연료전지 동력원을 이용한 한 무인정보기 부메랑을 개발하였다고 발표하였다⁴⁾. 광학10배줌 적외선 카메라를 장착하여 주야로 탐색이 가능하고 9시간 임무수행이 가능한 것으로 보고된다. 미국의 조지아텍에서도 500W 연료전지 스택을 적용한 무인기 개발에 대해 발표하였고^{5,6)}, 대만 Chung Kung 대학에서도 리튬이온전지와 연료전지를 이용한 하이브리드 시스템에 대해 연구 중인 것으로 알려졌다⁷⁾. 국내에서는 2007년 카이스트에서 소듐보로하이드라이드(NaBH₄)와 물을 혼합한 액체연료에서 수소를 추출

하여 상용스택에 공급하여 국내 처음으로 연료전지 적용 무인항공기 시험비행에 성공하였다고 발표하였다⁸⁾. 그 이후 국가연구개발과제로 방위사업체에서 주관하고 있는 차세대 군용전원 특화연구센터에서는 6년간 200억원이 투자되어 소형추진전원, 휴대용전원, 차세대그린에너지, 미래 동력 핵심기술로 구성되어 에너지절감형 고효율 무기체계를 위한 군용전원에 대해 집중 연구되고 있다.

본 연구에서는 자체 제작한 150W급 연료전지 스택 및 스택을 구동하기 위해 요구되는 각종 주변부품(BOP)을 통합하여 상용기체인 슈퍼컵 1/4 축소 모델에 적용하여 시험 비행함으로써 무인기에 적용된 연료전지 시스템의 특성을 파악하여 기술하고자 하였다. 전체 시스템에서의 각 부품의 무게분포 및 시스템을 구동하기 위한 전기장치의 소비전력, 연료이용율, 컨버터의 효율, 시스템 구동에 요구되는 기생전력 등 연료전지 시스템으로 공급되는 수소에너지 대비 시스템의 효율을 에너지의 흐름을 표현하는 Sankey diagram으로 분석하였다.

2. 연료전지 스택 및 시스템

2.1 연료전지 스택

연료전지 스택은 전극반응이 이뤄지는 막전극접합체(membrane electrode assembly, MEA)와 반응가스인 수소와 산소를 공급하고 반응에 의해 생성된 전기를 집전하기 위한 분리판(Bipolar plate)으로 구성된 단위셀을 반복 적층하여 제조되었다. 제조된 스택은 활성면적 18cm², 36개의 단위셀로 구성되었으며 양 끝에 전극반응에 의해 생성된 전류를 집전하기 위한 전류집전체, 끝판으로 구성하여 Fig. 1과 Fig. 2와 같이 체결볼트로 체결하였다.

2.1.1 막전극접합체 제조

백금이 담지된 카본(Pt/C, 40% TKK)에 탈이온수(deionized water)를 일정량 골고루 적셔 백금 촉매를 안정화 시킨 후 5% 나피온용액, 물, 알콜을 첨가하

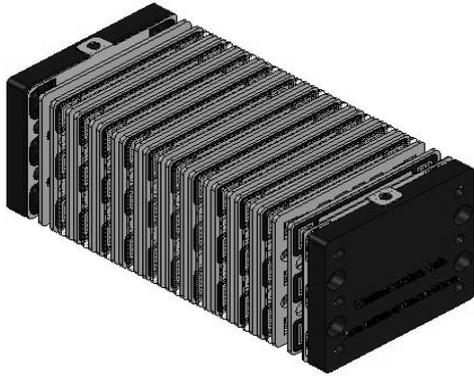


Fig. 1 Stack design

여 촉매잉크를 혼합한 후 촉매의 고른 분산을 위해 초음파 처리 및 기계적 믹싱을 반복하여 전극코팅에 적합한 잉크를 제조하였다. 제조된 잉크를 닥터블레이드 방법으로 가스확산층(gas diffusion layer, GDL, SGL 35BC)에 코팅하여 2시간 이상 상온 건조시켜 애노드, 캐소드 전극을 제조하였다. 건조된 전극을 39 X 47mm 크기로 제단하여 고분자 전해질 막 N212(Dupont사의 상표명)에 양쪽에 위치시켜 온도 130°C에서 1분간 20kgf/cm²으로 열간압착(Hot-pressing)시켜 막전극접합체(MEA)를 Fig. 3과 같이 제조하였다.

2.1.2 분리판

분리판은 반응가스를 공급하고 막전극접합체에서 생성된 전류를 집전하기 위해 수지 함침된 카본을 기

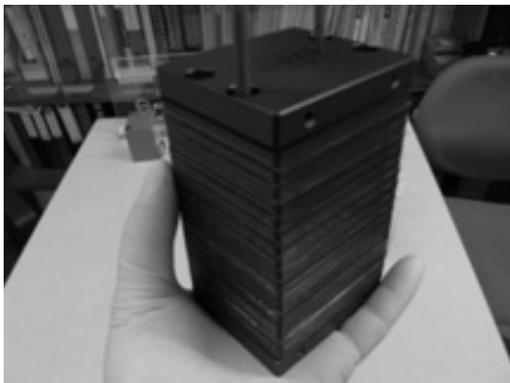


Fig. 2 Stack assembly

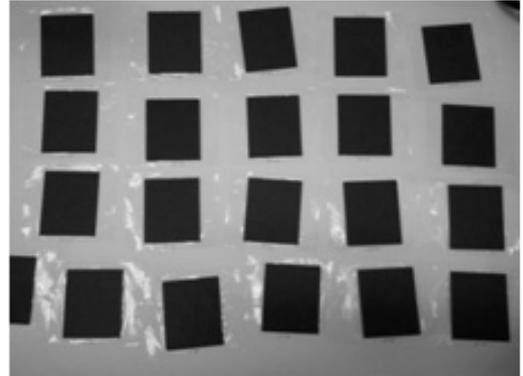


Fig. 3 MEA(Membrane electrode assembly)

계 가공하여 제조하였다. 수소, 산소를 공급하기 위한 유로는 물 배출이 용이하도록 2채널, 사형(serpentine) 유로를 애노드, 캐소드측 분리판에 Fig. 4와 같이 가공하여 적용하였다.

2.1.3 스택의 기밀

반응가스 공급에 의한 성능시험에 앞서 스택의 기밀시험을 통해 스택 체결에 의한 기밀성능을 확인하였다. 수소공급 매니폴드에서 산소공급 매니폴드간의 내부 각 채널간의 가스 기밀은 스택시험 전에 확인되어야 한다. 질소봄베에서 0.5barg의 압력으로 수소공급 매니폴드에 압력을 가한 후 수소출구쪽 매니폴드를 캡으로 막고 공기 및 물 매니폴드로 넘어가는 양을 Fig. 5와 같이 매스실린더로 1분 단위로 측

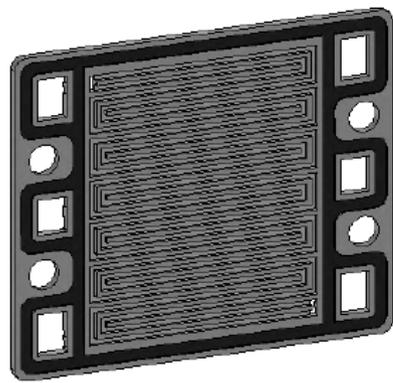


Fig. 4 Bipolar plate design

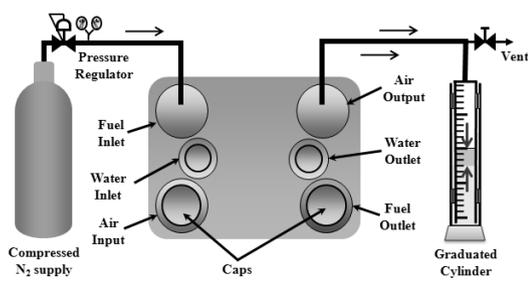


Fig. 5 Stack cross-over leak test method

정하였다. 다른 한편으로 스택 외부로 유출되는 가스의 기밀은 Fig. 6과 같이 수소공급 매니폴드와 공기 매니폴드, 냉각수 매니폴드를 상호 연결하여 맨 후단을 캡으로 막은 후 2barg의 압력을 스택 내부에 가한 후 공급되는 질소공급의 공급밸브를 잠가 스택 내부의 압력이 2barg로 유지시켜 시간에 따라 압력이 감소하는 양을 측정하여 판단하였다. 제조된 스택의 기밀시험 결과는 Table 1에 나타내었다.

2.1.4 스택의 성능

스택 성능시험에 앞서 스택의 기밀시험을 통해 스택에 공급되는 수소, 공기, 냉각수 매니폴드간의 기밀을 확인 후 스택을 연료전지평가장치(Wonatech 200W)에서 전압-전압(I-V) 성능시험을 행하였다. 스택의 전류-전압(I-V) 성능 측정은 무인항공기에 적용된 수소공급장치, 공기블로워 및 냉각장치를 통합하여 무인비행기 기체에 탑재하기 전 상태로 연료전지시스

Table 1 Leak test results

Leak test	Cross over leak	Reference
Fuel to sir	< 0.1 ml/min	MK705Manual
Fuel to water	< 0.1 ml/min	MK705Manual
Air to fuel	< 0.1 ml/min	MK705Manual
Air to water	< 0.1 ml/min	MK705Manual
Water to fuel	< 0.1 ml/min	MK705Manual
Water to air	< 0.1 ml/min	MK705Manual
External leak	< 0.01 bar/min	MK705Manual

* MK705: Ballard 5kW stack manual.

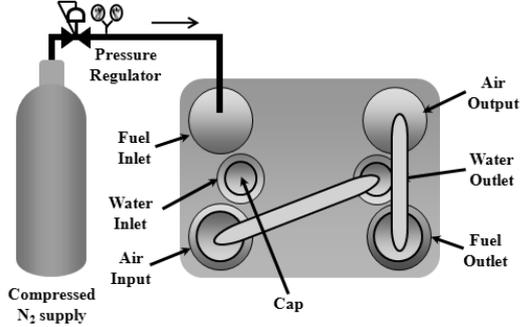


Fig. 6 Stack external leak test method

템을 통합하여 시험하였다. 스택에 공급된 수소는 출구를 막아서 운전하는 데드엔드(dead-end) 방식으로 일정 주기로 퍼지되도록 하였고 공기는 블로워에 의해 대기중의 공기를 흡입하여 약 15LPM으로 스택에 공급할 수 있도록 구성하였다.

Fig. 7에서 스택의 최대 출력은 9A에서 191W 이고 10A 이상에서는 블로워에서 공급되는 공기량 부족으로 인해 성능이 급격히 저하되었다.

2.2 연료전지 시스템

연료전지 시스템은 Fig. 8과 같이 구성하였다. 100barg로 압축된 수소탱크에서 압력조절기를 거쳐 0.5barg로 압력 조절되어 스택으로 공급되고 공기는 공기블

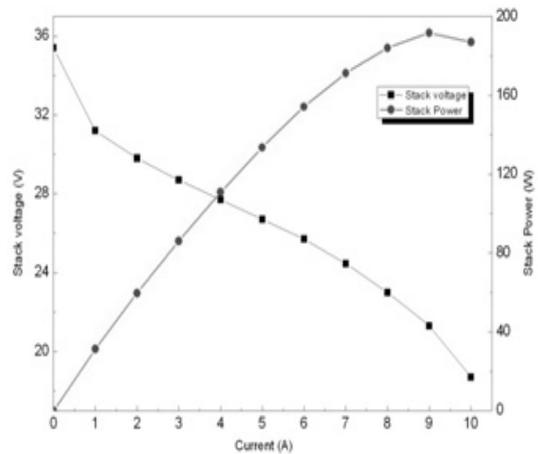


Fig. 7 Stack I-V curve

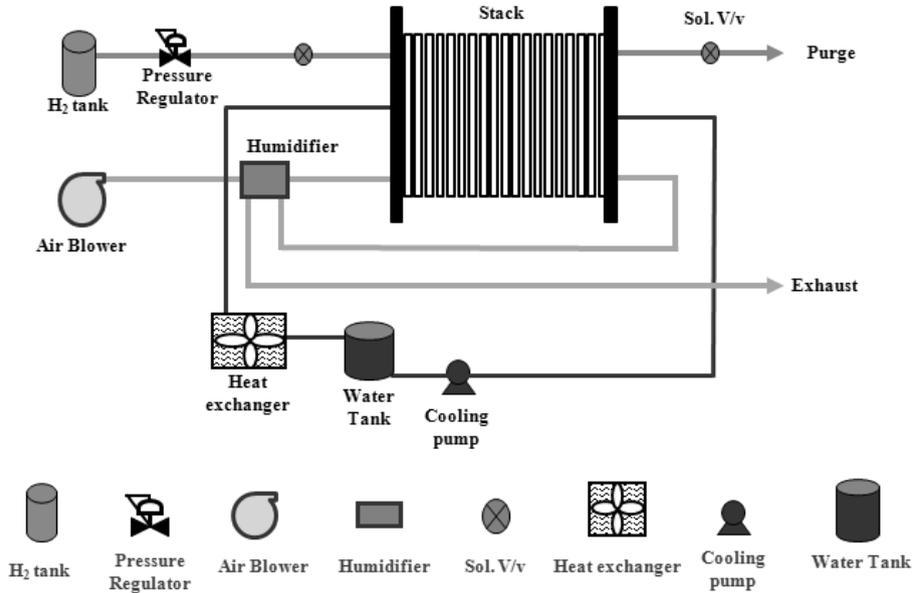


Fig. 8 Fuel cell system schematic

로워에 의해 가습기를 거쳐 공급된다. 스택 냉각은 물 펌프와 열교환기를 이용하여 수냉하였다.

2.2.1 시스템 구성

스택과 주변장치를 통합하여 Fig. 8과 같이 수소 공급계, 공기공급계, 열관리계로 구성된 연료전지 시스템을 구현하였다. 수소는 스택에 공급되기 전에 압력레귤레이터에서 100barg 로 저장된 고압의 수소를 0.5barg 로 조절되어 공급되며 후단에 설치된 솔레노이드밸브에 의해 1분 간격으로 주기적으로 폐지된다. 이때 반응에 의해 생성된 물과 기타 불순물들이 시스템 외부로 배출된다. 공기공급은 블로워에 의해 주변의 공기를 흡입하여 연료전지 스택으로 공급되며 스택을 지난 미 반응가스는 외부로 배출되기 전에 전극반응에 의해 생성된 물과 같이 막가습기를 거치도록 함으로써 외부로 배출되는 물이 막가습기내에서 수분교환이 이뤄지도록 구성하였다. 열관리계는 스택내에서 전극반응에 의해 열이 발생되므로 이를 냉각시키기 위해 소형열교환기와 물펌프로 구성되었다.

2.2.2 연료전지시스템 성능

연료전지시스템을 구성한 후 실제 기체에 적용하여 성능평가를 하였다. 스택의 최고출력은 190W 이나 스택을 구동하기 위해 요구되는 주변장치 및 전력변환기의 효율로 인해 기생전력이 35W가 소모되었으므로 연료전지시스템 외부 최고출력은 Fig. 9와

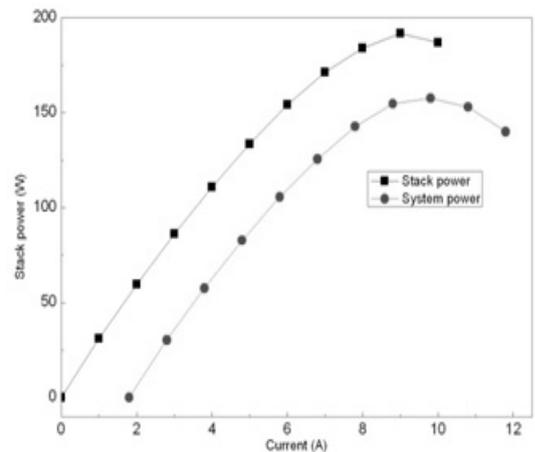


Fig. 9 Fuel cell system I-P curve

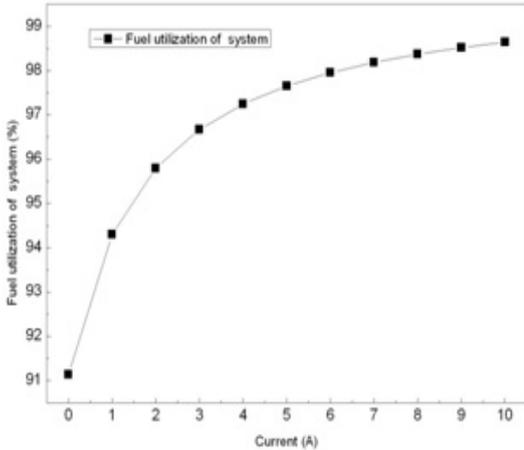


Fig. 10 Fuel utilization curve

같이 154W였다. 스택을 구동시키는 주변장치(BOP, balance of plant)는 12VDC로 구동되므로 스택전압을 연료전지제어기에서 12V로 전압조절하여 주변부품을 구동시켰다. 연료전지제어기에서는 18~36V까지 부하에 따라 가변되는 스택전압을 조절할 뿐만 아니라 데드엔드 방식으로 운전되는 스택 후단의 퍼지밸브를 일정 주기로 구동시키기 위한 제어로직이 포함되어 있다. 1분 간격으로 퍼지밸브를 작동시켜 연료전지 스택내의 생성된 물 및 불순물을 외부로 배출되도록 제어하였고 이때 연료전지 스택의 연료이용율은 Fig. 10에 나타내었다. 스택 후단의 퍼지를

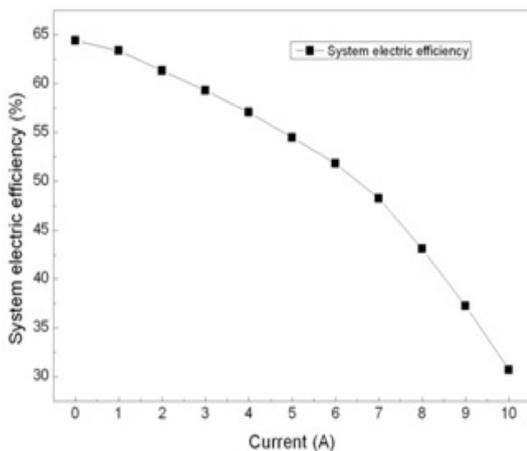


Fig. 11 System electric efficiency

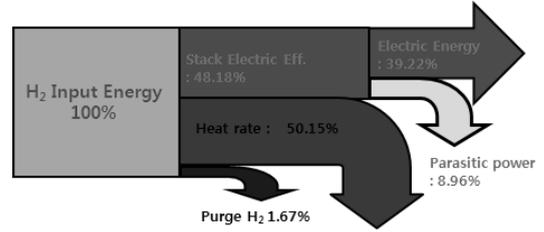


Fig. 12 Sankey diagram of the system

밸브를 개방할 때마다 1분 간격으로 40cc의 미반응 수소가 외부로 배출되므로 연료이용율(μ)은 부하에 따라 91~99% 까지 변동되었다. 연료전지 스택으로 공급되는 수소의 연료이용율을 고려하여 공급되는 수소에 대해 연료전지시스템의 효율을 계산하여 나타내면 Fig. 11과 같다. 전류를 0~10A로 인가함에 따라 시스템의 전기효율은 65%~30%까지 변화되었으며 최고 출력 154W에서 시스템의 전기효율은 39%를 보였다.

2.3 에너지 흐름

무인항공기가 일정 고도에서 순항할 때 연료전지 시스템으로 공급되는 수소에너지 대비 스택의 전기효율 및 열효율, 퍼지에 의해 시스템 외부로 배출되는 미반응 수소의 양을 에너지로 환산하여 Sankey diagram으로 Fig. 12에 나타내었다. 압축수소탱크에서 연료전지시스템으로 공급되는 수소량은 전동모터 구동을 위해 변속기로 공급되는 전류 7A, 전력변환기에서 시스템 주변장치(BOP) 소비전력으로 공급하는 1.6A, 퍼지밸브에 의해 1분 간격으로 외부로 배출되는 40cc의 수소량을 포함하여 2.393리터가 공급된다. 이 수소량을 연료전지시스템으로 공급되는 총 에너지로 환산하고 스택의 전기출력, 기생전력, 스택의 열방출량, 1분 간격으로 시스템 외부로 배출하는 미반응 수소의 퍼지량으로 구분하여 Table 2에 나타내었다.

Table 4에서 연료전지시스템으로 공급되는 수소의 총에너지를 100%로 환산했을 때 스택의 전기출력, 기생전력을 제외한 시스템의 외부출력, 퍼지에 의한 미반응가스 배출량, 스택의 열발생량을 Sankey diagram으로 표시하면 Fig. 12와 같이 스택의 전기효율 48.18%,

Table 2 Power analysis of the system

Items	Power (W)
Hydrogen input (2.353L/min)	394.48
Stack power (22.1V × 8.6A)	190.06
System power (22.1V × 7.0A)	154.7
Unreacted purged H ₂ (40cc/min)	6.5938
Parasitic loss (22.1V × 1.6A)	35.36
Heat rate	197.83

기생전력 8.96%, 시스템 전기효율 39.22%, 미반응 배출수소 1.67%, 열발생을 50.15%로 나타낼 수 있다. 연료전지 스택출력에서 시스템 구동에 요구되는 기생전력 8.96% 를 제외한 연료전지시스템의 외부 전기효율은 39.22% 로 소형 무인항공기의 엔진으로 적용되는 2행정 가솔린 엔진의 효율인 13%⁹⁾보다 약 3 배 정도 높았다.

3. 연료전지 추진 무인비행기의 제원

3.1 기체(Fuselage)

무인항공기용 기체는 상용기체인 슈퍼큐브(Super cub) 1/4 축소모델을 사용하였다. 연료전지 시스템이 적용된 기체의 제원은 Table 3과 같다.

Table 3 UAV specification

Super cub 1/4 scale	Specification
Wing span	2,640 mm
Wing area	102 sq.cm
Fuselage length	1,725 mm
Fuel cell (PEMFC)	150 W
Hydrogen tank	1.18 kg
FC system (stack + BOP)	3.1 kg
Fueselage + Wings	5.38 kg
Battery (Li-Polymer)	0.82 kg
Propulsion system	0.98 kg
Total weight	11.46 kg

Table 4 UAV weight breakdown

Parts	Weight (kg)
Hydrogen tank	1.18
Stack	0.92
Humidifier	0.08
Purge solenoid valve	0.02
Water pump	0.22
Radiator	0.72
Air blower	0.76
DC/DC converter (I)	0.24
DC/DC converter (II)	0.14
Fuselage	3.0
Wings	2.38
Battery(Li-polymer)	0.7
Aux. battery	0.12
Motor	0.54
ESC	0.08
U-bec	0.04
Propeller	0.05
Servo motor	0.25
Switch	0.02

3.2 기체(Fuselage) 무게 분포

연료전지시스템을 슈퍼큐브 상용기체의 동체 중앙에 장착하고 항공운항에 요구되는 항공기자재를 포함한 무인항공기의 전체 무게는 11.46kg이다. Fig. 13에 연료탱크 및 스택을 동체 중앙에 위치시킨 모

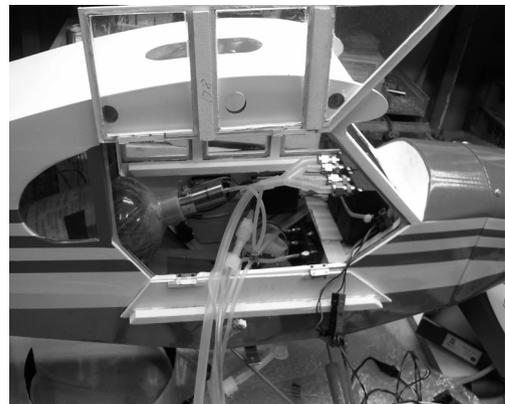


Fig. 13 Fuel cell system package



Fig. 14 Fuel cell powered UAV (Super cub 1/4 scale)

습과 Fig. 14에 상용기체인 슈퍼큐브를 1/4로 축소된 모델에 연료전지동력원을 적용하여 이륙 직전의 사진을 나타내었다. 무인항공기를 구성하는 연료전지시스템 구성부품 및 동체를 포함한 각종 항공기자재의 부품 무게를 Table 4에 나타내었다. 무게분포를 나타내는 Fig. 15에서 날개 및 동체무게가 47%로 전체 무게의 절반을 차지하였고 연료전지 시스템의 무게는 27%로 전체무게의 30% 이하였다. 수소탱크무게 10%, 추진시스템 9%, 이륙 및 연료전지시스템 초기 기동시 사용되는 리튬이온전지의 무게가 7%의 순서로 무게분포를 보였다.

3.3 추진시스템

리튬이온전지와 연료전지 동력원을 이용하여 무

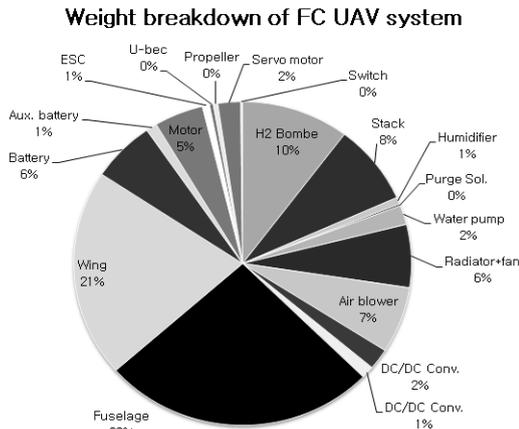


Fig. 15 Weight breakdown of UAV system

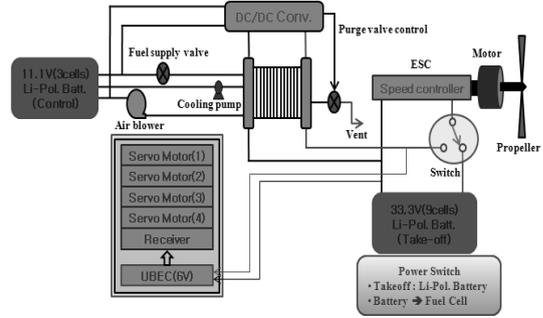


Fig. 16 Propulsion system schematic

인항공기 추진동력원을 구성하였다. 이륙시에는 고출력이 요구되므로 리튬이온전지에서 이륙에 요구되는 고출력의 에너지를 공급하고 이륙한 후 무인비행기가 일정 고도에서 순항할 때에는 동력원을 연료전지로 전환시켜 연료전지 동력원으로 비행하도록 하였다. 무인비행기 추진장치에 사용된 변속기(Speed controller) 및 전동모터는 아파치 모델(AP-90A OPTO)과 하이퍼리온(Hyperion)사의 브러시리스 모델(Z4035-10)을 사용하였고, 모터축에 연결된 프로펠러는 직경 18인치, 피치 10을 적용시켰다. 초기 시스템 구동은 11.1V 리튬이온전지에서 연료전지시스템에 요구되는 공기공급블로워를 구동시키고 수소공급밸브를 열어 연료전지 스택을 구동시킨다. 이후 스택이 기동되면 전력변환기에서 스택 전원을 이용하여 리튬이온전지의 충전 및 시스템 구동에 요구되는 주변장치(BOP)의 기생전력을 부담하고 Fig. 16과 같이 변속기를 거쳐 모터를 구동시키게 된다.

3.4 시험비행

연료전지동력원을 이용한 무인항공기의 시험 비행은 리튬이온전지로 이륙 후 연료전지동력원으로 전환시켜 30분간 시험 비행하였다. 수소탱크에 약 100리터의 수소를 충전시켜 스택출력 190W, 시스템 외부출력 150W로 순항하였으므로 비행시간은 30분 내외로 제한하였다. Fig. 17은 이륙 후 연료전지 동력원으로 순항하는 모습이다.



Fig. 17 Flight test of UAV

4. 결론 및 고찰

150W 연료전지시스템을 상용기체인 슈퍼컵에 적용하여 연료전지 동력원을 이용한 무인항공기의 장기체공 가능성 시험비행을 하였다. 이륙 후 무인항공기가 순항할 때의 스택효율은 48.18%였고 전체 시스템 전기효율은 39.22%로 기존 엔진을 이용한 무인기의 효율보다 약 3배 이상의 높은 효율을 보였다.

연료전지동력원을 이용한 무인기의 시험비행에서 비행시간은 연료탱크에 저장된 수소량에 의존하므로 수소탱크 충전압력을 높이거나 탱크의 부피를 증가시키면 시험시간은 충분히 조절할 수 있다. 수소탱크의 크기는 무인비행기내에 수납할 수 있는 패키지설계 및 비행 중량에 의해 절충되어야 할 문제이지만 상용 수소저장탱크에 대해 탱크의 무게 증가에 따른 부피증가를 고려하여 Table 5와 같이 검토하면 기존 100barg로 충전된 수소의 충전압력을 3배로 증가시켜도 200W의 연료전지시스템을 이용하여 약 2시간 20분 비행이 가능이 가능함을 알 수 있다. 한편 탱크의 부피를 3배로 증가시켜 300barg로 충전하면 무게는 2.1배 증가했으며 이때 비행시간은 6시간 이상 비행가능하다.

무인항공기 체공시간을 늘리기 위해 패키지 수납공간을 고려하여 전용탱크를 개발할 경우 수소저장탱크의 부피 및 압력에 따라 충분히 장기 체공이 가능한 연료전지 추진 무인항공기를 개발 할 수 있을 것으로 판단된다.

Table 5 Fuel tank vs flight time

Tank weight (kg)	Volume (liter)	Flight time (hours)
1	1.1	2.37
2.7	2.17	4.67
2.14	3.1	6.68

* 200W fuel cell powered UAV system.

한편, 선진사에서는 연료전지 추진 무인항공기의 체공시간을 늘리기 위해 고압수소탱크를 사용하는 대신 액화수소를 이용하여 4일에서 일주일 장기체공 성공사례를 발표하고 있다. 장기체공할 수 있는 무인기를 개발하기 위해서는 연료전지 시스템뿐만 아니라 액화수소저장기술, 열관리기술¹⁰⁾, 항공기 기체개발, 자동항법시스템 등 다양한 분야의 많은 노력이 요구된다.

후 기

본 연구는 경상남도의 연구비 지원으로 수행되었습니다.

참 고 문 헌

1. Vicki P. McConnell, Fuel Cells Bulletin, Volume 2010, Issue 5, May 2010, pp. 12-17.
2. Fuel Cells Bulletin, Volume 2010, Issue 1, January 2010, p. 4.
3. Fuel Cells Bulletin, Volume 2007, Issue 6, June 2007, p. 3.
4. Fuel Cells Bulletin, Volume 2009, Issue 10, October 2009, p. 6.
5. Fuel Cells Bulletin, Volume 2006, Issue 10, October 2006, pp. 9-10 (Georgia tech).
6. Thomas H. Bradley, Blake A. Moffitt, Dimitri N. Mavris, David E. Parekh, "Development and experimental characterization of a fuel cell power-Issue 2, 27 September 2007, ped aircraft" Journal of Power Sources, Volume 171, p. 793-801.
7. Fuel Cells Bulletin, Volume 2010, Issue 6, June 2010, pp. 4-5.

8. T. G. Kim, H. C. Shim, S. J. Kwon, "Small Fuel Cell System as a Power Source for Unmanned Aerial Vehicle" Proceedings of the Korean Society of Precision Engineering Conference, 2007.6, pp. 3-875.
9. C. Cadou, T. Sookdeo, N. Moulton, T. Leach, Proceedings of the AIAA First Technical Conference and Workshop on Unmanned Aerospace Vehicles, Portsmouth, Virginia, May 20-23, 2002, 2002-3448.
10. S. G. Kang, B. G. Kim, H. S. Kim, "Experimental Study on the Characteristics of Heat Exchanger of 1 kW PEMFC System for UAV" Trans. of the Korean Hydrogen and New Energy Society, Vol. 22, No. 6, pp. 819-826.