

## 技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(3), 233-239(2013)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.3.233>

## 화학수소화합물을 이용한 소형 무인항공기용 연료전지 시스템 연구

## II. 경량 연료전지 추진 시스템

홍지석\*, 박진구\*, 성명훈\*, 전창수\*, 성홍계\*, 신석재\*\*, 남석우\*\*

## Fuel cell system for SUAV using chemical hydride

## II. Lightweight fuel cell propulsion system

Ji-Seok Hong\*, Jin-Gu Park\*, Myeong-hun Sung\*,

Chang-Soo Jeon\*, Hong-Gye Sung\*, Seock-Jae Shin\*\* and Suk-Woo Nam\*\*

Korea Aerospace University, School of Aerospace and Mechanical Engineering\*,

Korea Institute of Science and Technology, Fuel Cell Center\*\*

## ABSTRACT

A 100 W fuel cell system using chemical storage method has been applied for a propulsion system of the SUAV(Small Unmanned Aerial Vehicle). A fuel cell and battery have been combined for both the small/light hydrogen generation control system and the hybrid power supply system. A small hydrogen generation device was implemented to utilize NaBH<sub>4</sub> aqueous solution and dead-end type PEMFC system, which were evaluated on the ground and by the flight tests. The system pressurized at a 45kpa stably operates and get higher fuel efficiency. The pressure inside of the hydrogen generation control system was maintained at between 45 kPa and 55 kPa. The 100W fuel cell system satisfies the required weight and power consumption rate as well as the propulsion system, and the fuel cell system performance was demonstrated through flight test.

## 초 록

화학수소화합물 수소저장방법을 이용한 100 W 급 연료전지 시스템을 소형 무인항공기의 추진시스템으로 적용하는 연구를 수행하였다. 소형/경량 수소 발생 제어장치와 연료전지/배터리 하이브리드 전력 공급 방법으로 효율성 및 안정성을 증대하였다. NaBH<sub>4</sub> 수용액을 이용한 수소 발생장치와 Dead-end 형식의 PEMFC를 이용한 연료전지 시스템의 지상, 비행 시험이 수행되었다. 연료전지 스택을 안정적으로 운전하고, 높은 효율을 얻기 위해 45 kPa의 압력을 가하는 방법을 적용하였다. 수소 발생 시스템 내부 압력을 이용한 수소 발생 제어 장치는 45~55 kPa 사이에서 유지되며 안정적으로 수소가 공급되는 것을 확인하였다. 그 결과, 100 W 연료전지 시스템이 소형 무인항공기 적용하기에 무게 및 소비 전력을 만족함을 확인하였고, 시험비행을 통해 성능을 입증하였다.

**Key Words** : Sodium Borohydride(수소화붕소나트륨, NaBH<sub>4</sub>), Fuel Cell(연료전지), Hybrid system(하이브리드 시스템), SUAV(소형 무인항공기)

† Received: September 29, 2012 Accepted: February 26, 2013

<http://journal.ksas.or.kr/>

\* Corresponding author, E-mail : hgsung@kau.ac.kr

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

## I. 서 론

현재 소형 전원 공급 장치나 전기 모터 추진 시스템에서는 대용량의 배터리를 사용하며 작고 사용이 간편하기 때문에 널리 사용되고 있다. 하지만 낮은 에너지 밀도 때문에 장시간 운전에 취약하다는 단점을 가지고 있다. 이러한 배터리의 단점을 보완하기 위하여 친환경, 고효율 발전 시스템인 연료전지가 소형 전원이나, 전기모터 추진 시스템에 접목되고 있다. 최근 해외 연료전지 시스템 설계 기술은 소형 시스템 구축을 위해 소형화, 집적화 추세이며 무인항공기 추진 시스템 적용분야는 이러한 성능향상에 직접적으로 관련된 분야이다. 대표적 사례로 미 해군연구소와 Protonex사의 공동연구로 개발되는 Ion-Tiger는 550 W 출력의 연료전지를 사용하며, 연료전지와 배터리 하이브리드 시스템으로 구성이 되어있다.<sup>(1,2)</sup> 이 연료전지 시스템은 압축수소 탱크를 사용하며 내연기관의 4배 효율, 동일무게를 가지는 배터리 대비 7배 에너지를 가질 수 있다고 발표하였으며, 1.5 kW 연료전지 시스템을 구축하여 3 일이상의 비행시간을 확보하기 위한 연구를 추진 중에 있다고 발표한 바 있다. 또한 미국의 무인 항공기 기업 중 하나인 에어로바이런먼트 (Aerovironment)사에서도 미 공군 연구소와 함께 연료전지 추진 무인항공기를 연구하고 있다.<sup>(2,3)</sup> 자사에서 보유중인 무인비행기인 PUMA의 플랫폼(Platform)을 개조한 기체에 200 W 출력을 가지는 연료전지를 이용하여 시스템을 구축하였으며, 배터리 연료전지 하이브리드 시스템을 구축하였다. 수소 저장방법으로는 화학적 수소화물을 이용하였으며 총중량 5.9 kg으로 비행한 기록을 가지고 있다. 여기서 주목할 점은 두가지 시스템의 수소 저장방법 차이이다. Ion-tiger에는 압축수소탱크를 사용한 반면 PUMA에서는 화학수소화합물 저장 방법을 사용하였다. 압축수소탱크는 저장 및 사용이 편이하고 시스템이 간단한 장점이 있는 반면 많은 수소를 저장하기 위해 고압으로 저장하면서 용기의 부피 뿐 아니라 무게가 증가하고 재충전 인프라 구축을 해야한다. 이에 반해 화학수소화물을 이용한 수소 저장 방법은 수소를 발생시키기 위해 시스템이 상대적으로 복잡하지만, 저장방법이 쉽고 재충전이 용이하며 압축수소 탱크에 비하여 수소 저장 시스템 대비 수소 저장 용량을 향상시킬 수 있다는 장점을 가지고 있다.

이러한 장단점을 토대로 본 연구에서는 화학수소화물 저장법이 소형 전기모터 추진시스템에

더 적합한 수소 저장방법으로 판단하였다. 소형 수소 발생 제어장치를 이용하여 연료전지 시스템을 설계하고 전체적인 제어 시스템과 운전 방법에 대해 연구하였다. 또한 기동성이 좋은 비행을 위하여 무게대비 비행성능이 뛰어난 Blended Wing Body(BWB)형식에 귀날개(Canard)를 접목한 소형 무인항공기를 설계/제작하여 연료전지 시스템을 탑재하여 지상시험 및 시험비행을 수행하였다. 그 결과 이륙, 순항, 선회, 착륙 등 비행 자세에서 연료전지 시스템의 안정된 운전을 확인하였다.

## II. 수소 발생 장치를 이용한 소형 무인 항공기용 연료전지 시스템

### 2.1 PEM연료전지-배터리 하이브리드

무인항공기는 대기 상태 및 운전 조건, 상황에 빠른 응답 특성이 요구되지만 연료전지의 느린 응답 특성은 이에 적합하지 못한 면이 있다. 이를 해결하기 위하여 저용량의 배터리를 연결하여 급기동시 부족한 전력을 보충하는 시스템으로 설계하였다. 이를 위하여 연료전지와 배터리의 전류/전압 특성을 파악할 필요가 있다.

Figure 1은 스택 성능 평가 장치를 이용하여 H-100의 성능 평가를 수행한 그래프이다. 본 시스템에 적용할 연료전지는 부하가 없는 상태에서 전압은 20 V이며, 최대전력은 10.1 A에서 전압은 12.56 V, 최대 출력 126 W 이다. 연료전지의 출력 안정성을 확보하기 위하여 7 A의 운용조건을 설정하였을 때, 연료전지의 전압은 14 V이며 출력은 98 W이다. 연료전지의 최대 출력이하에서 운전되고 배터리의 최대 출력시 안정된 연료전지 운전을 위해 최저 14 V이상의 전압이 요구된다.

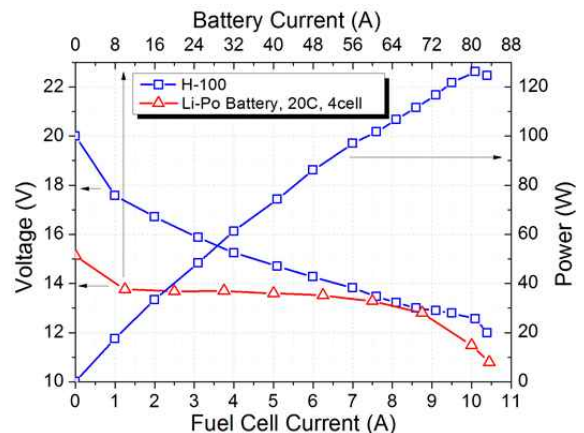


Fig. 1. I-V curve of fuel cell and battery

동시에 사용하기 위하여 연료전지의 작동전압인 14 V와 근접한 Li-Po 4 cell battery를 이용하여 급기동시의 부족한 전류를 보충해 주도록 설계하였다.

### 2.2 연료전지 시스템의 제어시스템 설계

본 연구의 소형 수소 발생장치를 이용한 연료전지 시스템은 효율적인 수소 소모를 위하여 작동 압력이 45 kPa인 Dead-end 형식의 연료전지를 사용하였다. 연료전지 작동 조건을 만족시키기 위하여 수소 발생 시스템 내부 압력을 45 kPa로 설정하고 압력을 이용한 수소 발생량 제어 방법을 선택하였다. 수소 발생 시스템은 2000 ml의 내부 공간에서 공급 수소의 버퍼 역할을 한다. 내부 압력이 45 kPa 이상 높아지면 압력 스위치를 이용하여 펌프의 작동을 멈춰 연료 공급을 중단하고, 45 kPa 이하로 떨어지면 펌프를 작동시켜 반응기에 연료를 공급하여 수소를 발생시키는 펌프 on/off 방식을 사용하였다. 또한 수소 발생 시스템 안정성을 위하여 55 kPa 이상이 되면 수소 발생 시스템 후단의 퍼지(purge)밸브를 열어 수소를 강제 배출하여 내부 압력이 지속

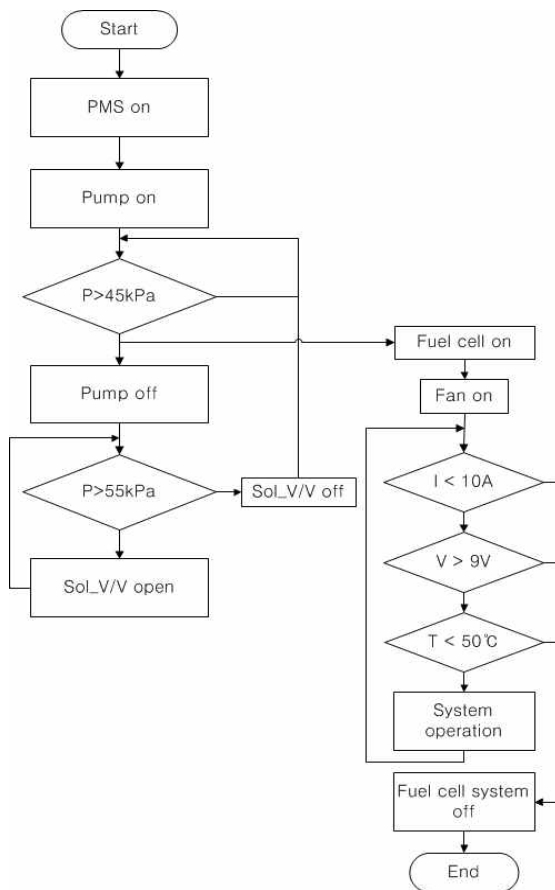


Fig. 2. Control logic of 100W system

적으로 증가하여 시스템 파손 및 연료전지 스택의 개스킷(gasket)을 파손하여 수소가 유출되는 것을 방지하였다.

연료전지 시스템은 수소 발생기 내부 압력이 45 kPa 이상 되면 팬을 이용하여 연료전지의 양(+)극에 공기(산소)를 공급하여 연료전지의 운전이 시작된다. 이 팬은 산소 공급뿐만 아니라 연료전지 셀을 냉각하는 역할도 함께 한다. 저 부하(Low load)에서는 발생 열 및 요구 산소량이 적고, 고 부하(High load)에서는 발생 열이 높고 요구 산소량이 많기 때문에 팬 속도(rpm)를 제어하여 요구 산소량을 제어 할 뿐만 아니라 부하량에 맞는 스택온도를 30 °C ~ 50 °C 사이에서 제어한다. 또한 전류가 10 A 이상 흐르거나 온도가 50 °C를 초과하면 연료전지 셀 보호를 위하여 자동으로 연료전지의 운전이 정지 된다.

### 2.3 소형 무인항공기 추진 시스템 구성

본 연구에서는 소형 무인항공기의 추진시스템으로 연료전지 시스템을 적용하기 위하여 효율적인 경량시스템 및 안정성을 고려한 설계를 목표로 삼는다. 따라서 연료전지 시스템은 14.8 V, 11.1 V 소형 Li-Po 배터리 두 개를 포함하는 하이브리드 구조로 다이오드를 이용해 병렬 연결하였다. 또한 배터리의 용량은 연료전지의 운전이 정지되더라도 최대 출력으로 1~2분간 배터리로 운전이 가능하도록 설계하였다.

NaBH<sub>4</sub> 수용액은 마이크로 다이어프램 펌프를 이용해 촉매로 공급되고 발열반응으로 높은 온도로 발생된 수소는 1/16" 스테인레스 튜브 0.5 m

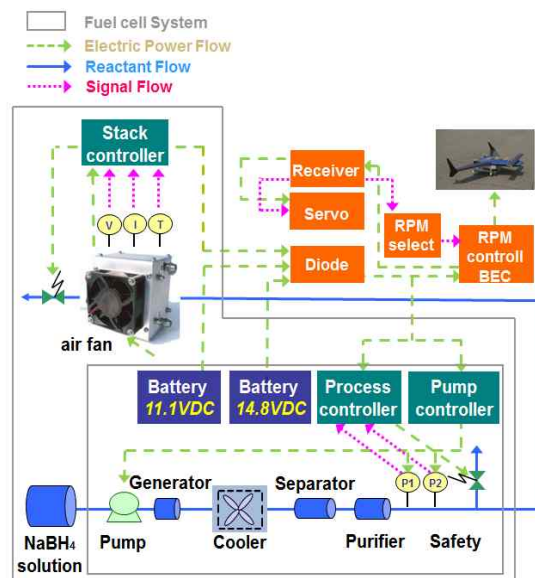


Fig. 3. Flow chart of fuel cell system

이용해 제작한 냉각기(Cooler)에서 연료전지에 공급되기에 적당한 온도(20~40 °C)로 낮춰진다. 응축된 물 및 부산물은 분리기(Separator)에서 분리되고 흡습제(SAP: Super Absorbent Polymer)로 제작된 정화장치(Purifier)가 수소의 물질을 제거하여 연료전지에 공급되게 한다. 연료전지는 팬(Air fan)과 수소발생기를 통해 산소 및 수소를 공급받아 전력을 발생하고, 보조배터리 2개와 함께 병렬구조로 소형 무인항공기의 추진 시스템 및 연료전지 시스템에 전력을 공급한다.

## 2.4 연료전지 추진 시스템 시험 결과

전체적인 무인항공기 추진 시스템 적용에 앞서 전기 모터 추진 시스템과 연료전지 시스템의 연동 안정성을 시험한 결과이다(Fig. 4). 연료전지가 전력을 공급하고 전기모터의 부하(추력)에 따라 수소 발생 장치 및 연료전지의 운전 특성을 나타낸 그래프이다. 본 실험에서는 수소 발생 제어 장치를 이용한 PEM 연료전지 시스템과 전기모터 추진 시스템을 연동할 때의 모터 출력 안정성 및 PEM 연료전지 시스템의 운전 안정성을 확인하는 실험으로 배터리와 같은 추가 전원을 사용하지는 않았다.

전기모터에 부하가 계단식으로 증가함에 따라 연료전지 스택의 전압은 점점 감소하여 12.8 V, 8 A에서 최대출력 102 W를 공급하는 것을 확인하였다. 순수 수소(99.9 %)와 로더(Loader)로 수

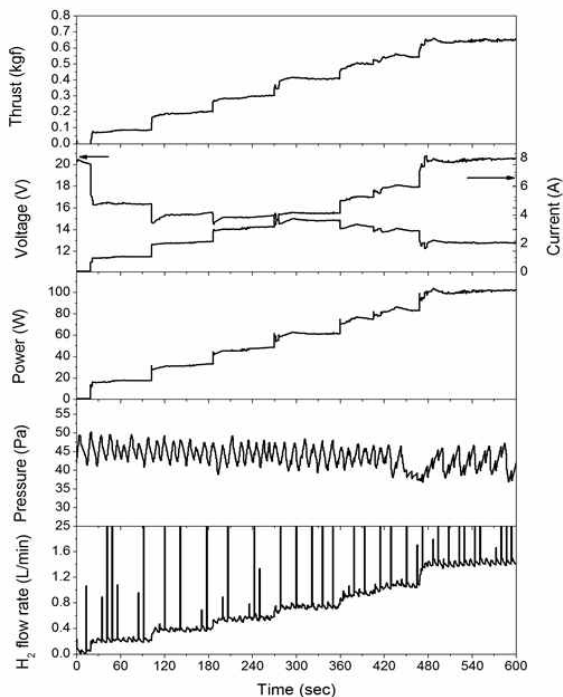


Fig. 4. Result of electric motor propulsion by fuel cell system

행한 스택 성능평가 결과(Fig. 1)보다 낮은 전압이 나타나지만 전체적인 운전에는 문제가 되지 않는다. 계단식으로 출력이 증가하면서 부하가 변화할 때 연료전지의 느린 응답특성으로 전압이 정상 상태보다 조금 낮지만 이내 회복하여 정상 상태로 운전되는 것을 확인할 수 있다. 수소 발생장치는 102 W의 최대출력에서 압력진동의 주기가 느려지지만 펌프가 작동을 멈출 때 까지(45 kPa) 압력이 증가함으로써 연료전지에 수소를 공급할 수 있는 이상으로 수소를 발생시킬 수 있는 것을 확인할 수 있다. 또한 연료전지 출력이 안정됨을 확인함에 따라 수소 발생 장치에서 35~50 kPa 로 변동하는 내부 압력은 연료전지 시스템 출력 안정성에 영향을 미치지 않음을 확인하였다.

## 2.5 무인항공기용 연료전지 시스템 구성 결과

본 연구에서 설계된 무인항공기용 연료전지 추진 시스템의 안정성을 확인하기 위한 실험을 수행하였다. 무인항공기 내 연료전지 시스템 구성은 비행 안정성에 영향을 미치는 것을 최소화하도록 집적하였다. 특히 본 연구에서 사용된 무인항공기는 본 연구팀에서 설계/제작한 것으로 귀 날개(Canard)와 BWB(Blended Wing Body)를 결합한 형태<sup>(6)</sup>로써 Static Margin의 범위를 0.5~1 정도로 매우 작게 설정하였기 때문에 운전 중 연료의 이동은 비행 안정성에 큰 영향을 미칠 수 있다. 따라서 연료전지 시스템을 무게 중심 근처로 집중시키면서 연료 흐름이 Static Margin 범위 안에 들어오도록 설계하였다(Fig. 5).

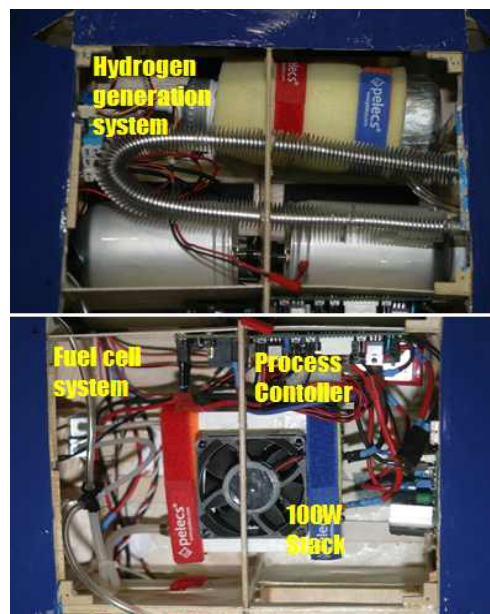


Fig. 5. Fuel cell propulsion system on SUAV

## 2.6 무인항공기용 연료전지 시스템 실험 결과

무인항공기 내에 소형화, 집적화된 연료전지 시스템을 탑재하여 안정된 운전을 확인하는 실험을 수행하였다. 비행 상태 모사를 위하여 전방에서 프로펠러를 이용하여 유도속도(induced velocity) 평균 유속 8 m/s의 유동을 흘려주었다. 반응기, 스택, 실내, 모터컨트롤러의 온도를 측정하고 연료전지 시스템 사용 전력, 모터 전력 및 시스템 내부 압력, 소모 수소 유량을 측정하였다 (Fig. 6).

Figure 7 은 본 연구에 사용된 무인항공기에 연료전지 시스템을 지상테스트를 진행하면서 비행 상태를 모사한 결과이다. 수소를 저장하여 버퍼역할을 하는 탱크의 크기 및 무게를 최소화하기 위하여 용량 230 ml, 0.1 t 무게를 갖는 알루미늄 탱크를 두 개 사용하였다. 이로 인해 연료

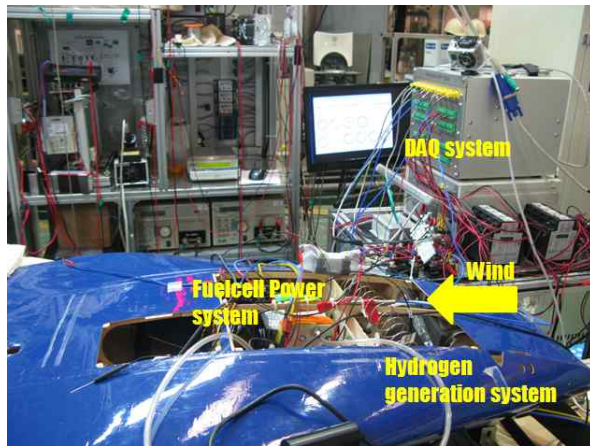


Fig. 6. Fuel cell sys. ground test on SUAV

전지후단에서 퍼지밸브(purge valve)가 열렸을 때 수소가 배출되어 내부 압력이 30 kPa로 떨어지지만 이내 펌프가 작동하여 45 kPa 이상 55 kPa 이하의 압력을 유지해 주면서 연료전지 운전에 문제가 발생하지 않았다. 또한 수소 유량이 평균값 위로 측정된 결과도 연료전지 purge시 배출되는 수소가 측정된 수치로 시스템 안정성에는 영향을 미치지 않는다.

연료전지 시스템이 작동을 시작하여 3분 이내에 수소 발생기 내부에 50 kPa의 수소가 저장되고 이내 연료전지가 작동을 시작하였다. 5분후 이륙상태를 모사하기 위해 최대 출력(500 W)로 1분 30초간 운전을 진행하였고 배터리와 병렬 연결되어 있는 연료전지는 배터리의 전압 값에 따라 스택 출력이 결정되었다. 최대출력일 때 전압 12 V, 전류(①) 42 A가 모터에 공급되고 이때 연료전지 전류(②)는 7 A, 배터리 전류(③)는 34 A가 공급된다. 이후 100 W로 전력이 낮아지며 배터리의 전압에 지배적으로 배터리 및 연료전지의 전류량이 결정된다. 이륙 모사 후 초기 배터리 전압이 높아 14.8 V에서 시작된다. 따라서 연료전지는 Fig. 1에 나타난 I-V곡선에 나타난 것과 같이 7 A가 출력되어야 하지만 연료전지는 출력 응답 특성이 느린 특성이 있다. 따라서 갑작스러운 고출력에는 활성화 시간(Activation time)이 필요하며, Fig. 7의 전류 그래프에서 나타나듯이 점진적으로 전류가 상승하며 안정되게 출력되는 것을 확인 할 수 있다(②). 20분정도 운전이 지속되면서 1차 배터리(③)가 소모되어 점차적으로 전압이 떨어지게 되고, 연료전지는 안정화와 동시에 출력이 점차 오르는 것을 확인 할 수 있다.

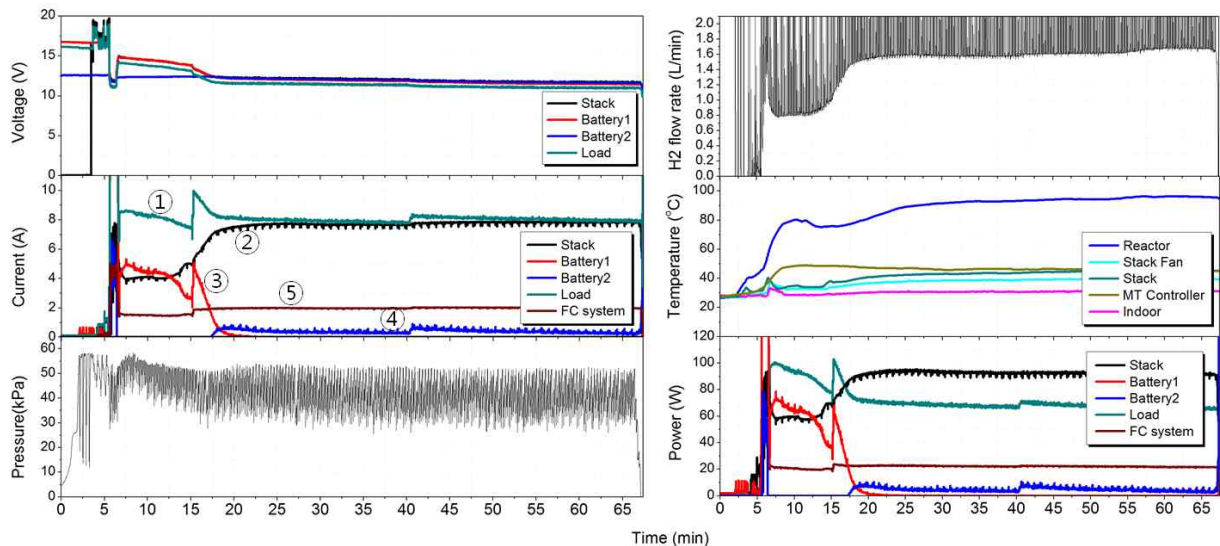


Fig. 7. Result of fuel cell system operation test

이러한 운전은 연료전지의 초기 느린 반응 속도를 보완해 주며 연료전지 출력을 최대로 이끌어 낼 수 있다. 1차 배터리가 모두 소모되며 연료전지는 최대 출력으로 운전을 지속하고, 이후 급기동시 필요한 부족한 전력은 2차 배터리(④)에서 공급하게 된다. 연료전지 스택, 반응기, 내부 온도 등은 시간의 흐름에 따라 점차 증가하지만 20분 이후 일정한 값으로 유지되는 것을 확인할 수 있다. 한 시간 동안 진행된 시스템은 전압, 전류, 압력, 온도에서 불안정한 구간 없이 안정됨을 확인하였다. 전력 소모량을 분석해 보면 연료전지 출력 100 W에서 연료전지 시스템을 구동하는데 최대 출력에서 20 W가 소모되며(⑤) 나머지 80 W가 무인항공기의 모터 추진에 소모되는 것을 확인 하였다.

### III. 연료전지 시스템 추진 시험비행

#### 3.1 소형 무인항공기 제원

Figure 8 은 연료전지 시스템을 적용할 소형



Fig. 8. Canard Blended Wing Body plane

Table 1. Specification of HPC-1

Weight	SUAV platform	g	1,783
	Fuel cell system	g	1,478
Power range	Fuel cell	W	0~120
	Battery	W	0~400
Wing	Wing area	m <sup>2</sup>	0.912
	Canard area	m <sup>2</sup>	0.141
	Wing span	m	2.000
	Aspect ratio		6.433
Motor/propeller	Out runner BLDC		ORBIT20-1 0
	Propeller type		Fixed, Pusher
Operating condition	Propeller size		13 × 8"
	Speed	m/s	50~60

무인항공기(HPC-1)를 보여준다. 최대출력 500 W 최대중량 4.0 kg으로 제원은 Table 1과 같다. 경량 설계 및 구조적 안정성을 위하여 발사 및 합판을 이용해 모노코크 구조로 설계 및 제작되었다. 연료전지 시스템의 탑재공간을 확보하고 이륙시 동체에서도 양력을 발생시키기 위해 BWB 형상을 채택하였으며, 항력 및 동체에서 발생하는 모멘트를 최소화하기 위하여 대칭형 에어포일을 사용하였다. 수평 비행에서 높은 양력을 위하여 주익은 불임각이 있고 유도항력(Induced drag)을 줄이기 위하여 날개끝은 내림각을 갖는다. 고도 상승시 수평 꼬리날개에 생기는 Down force를 제거하기 위하여 귀날개(Canard)를 이용해 비행 효율을 향상하였다<sup>(5,6)</sup>.

#### 3.2 비행시험 결과

Figure 9, 10은 본 연구에서 설계 및 제작된 연료전지 추진 시스템과 무인 항공기(HPC-1)의 시험 비행 결과이다. 비행 시 최대 무게 제한 때문에 최소한의 계측 장치만으로 전압, 고도, 속도, 온도를 측정하고 실시간 모니터링하여 연료전지 추진 시스템의 작동 상태를 확인하였다. 측정 시작 50초 후에 최대추력으로 이륙하여 약 2분간 고도를 상승하였다. 최대출력으로 운전하여 낮은 전압을 보이는 것을 확인할 수 있고, 고도

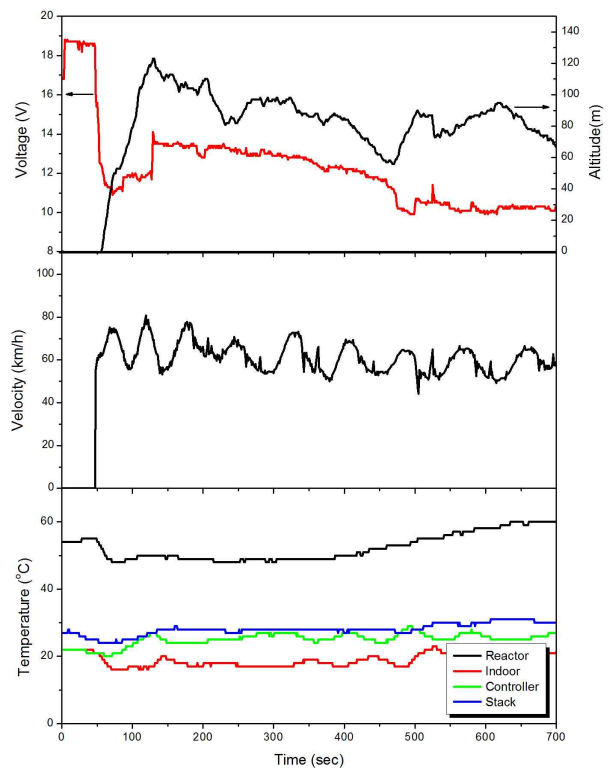


Fig. 9. Result of fuel cell SUAV flight test

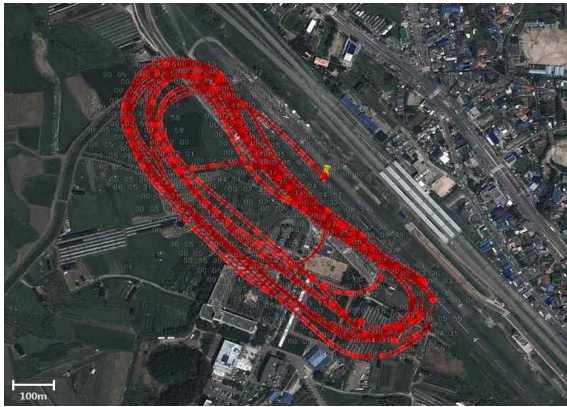


Fig. 10. Flight Pathline of SUAV over Korea Aerospace University Campus

확보 후 100 W로 순항하며 부하가 감소하여 전압이 회복되는 것을 확인 할 수 있다. 점차 1차 배터리(14.8 V)가 소진되어 10분후 11 V부근에서 수렴하는데, 연료전지가 최대 출력(120 W)으로 운전되고 있음을 예측 할 수 있다. 고도 60~110 m에서 50~70 km/h의 속도로 시험비행을 진행하였으며 비행이 진행되는 동안 내부 온도는 60 °C이하로 유지되었다. 실외온도 10 °C의 낮은 온도에서 시험비행이 수행되어 전체적으로 낮은 온도가 유지되었지만 전압 범위를 분석해 보았을 때 연료전지가 100 W 이상 안정된 출력을 보이는 것으로 확인되었다. 따라서 연료전지 추진 시스템의 수소 발생 제어 시스템이 정상적으로 작동하며 연료전지에 충분한 수소를 공급하는 것으로 판단된다. 본 실험 결과 무인항공기의 이륙, 회전, 착륙 등 모든 비행자세에서 연료전지 시스템이 안정된 작동을 수행하는 것을 확인하였다.

#### IV. 결 론

본 연구에서는 소형 수소 발생장치를 이용한 연료전지 시스템을 무인항공기의 추진시스템으로 적용하기 위하여 안정되고 수소 전환 효율이 높은 수소 발생 제어 시스템을 설계하였다.

무인항공기의 추진시스템으로 적용한 소형화, 집적화된 소형 수소 발생기를 이용한 연료전지 추진 시스템은 총 무게 1.4 kg으로 제작되었고 200 g의 NaBH<sub>4</sub> 수용액으로 1시간동안 지상 시험을 수행하였다. 그 결과 수소 저장 버퍼의 크기에 따라 내부 압력 진동이 크게 발생하였지만, 최저 압력 30 kPa 이상의 내부 압력은 스택 출력 성능에 영향을 미치지 않음을 확인하였다. 또한 연료전지 출력 100 W에서 수소 유량 1.4 L/min, 수소 발생 시스템 압력 30~50 kPa, 반응

기 온도 50~70 °C를 유지함으로써 안정적인 운전을 확인하였다.

본 연구에서 설계된 연료전지 추진 시스템 실험 결과 연료전지 시스템 작동에 20 W가 요구되며 이를 제외한 전력이 연료전지 무인기의 추력으로 사용 가능한 것이 확인 하였다. 시험비행 결과 순항에 100 W가 요구되며 비행시 연료전지 최대 출력인 120 W로 운전되며, 시험 비행동안 이륙, 순항, 선회 등 비행자세에서 연료전지 시스템이 안정되게 작동함을 확인하였다.

#### 후 기

이 논문은 교육과학기술부의 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 연구개발사업(수소에너지사업단)의 일환으로 수행되었습니다.

#### References

- 1) Rocheleau, Richard E. "Final Technical Report: Fuel Cell Stack Testing and Durability in Support of Ion Tiger UAV", OMB No.0704-0188
- 2) Keun-Bae Kim, "Technical Trends for Fuel Cell Aircraft", Current Industrial and Technological Trends in Aerospace, Vol 7, Issue 2, 2009, pp. 85~105
- 3) AeroVironment's unmanned aircraft achieves record flight. Fuel Cell Bull 8, 2007
- 4) S.U. Jeong, R.K. Kim, E.A. Cho. H.-J. Kim, S.-W. Nam, I.-H. Oh, S.-A. Hong, S.H. Kim, "A Study on hydrogen generation from NaBH<sub>4</sub> solution using the high performance Co-B catalyst", Journal of Power Sources, Vol. 144, Issue 1, 1 June. 2005, pp.129~134
- 5) Myeong-whun Seung, Ji-Seok Hong, Dong-Hyun Kim, Hee-Man Kim, Bo-Young Lee, Hong-Gye Sung, "Fuel Cell propulsion system utilizing hydrogen generating device and preflight test of the UAV(I)", The Society for Aerospace System Engineering, 2008 SASE Fall Conference, 2008
- 6) Ji-seok Hong, Jin-Gu Park, Hong-Gye Sung, Seock-Jae Shin, Suk-Woo Nam, "Hydrogen generation control of PEMFC propulsion system for UAV," Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, 2010