

## 技術論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2011.39.10.959>

## 소형 연료전지 무인기의 전기추진시스템용 전력원 모델링 및 시뮬레이션

이보화\*, 박부민\*\*, 김춘택\*\*, 김성욱\*\*, 양수석\*\*, 안석민\*\*

A Electric Power Source Modeling and Simulation  
for Electric Propulsion Systems of a Fuel Cell Powered Small UAVBohwa Lee\*, Poomin Park\*\*, Chuntaek Kim\*\*, Sungyug Kim\*\*, Sooseok Yang\*\*  
and Seokmin Ahn\*\*

## ABSTRACT

A modeling and power simulation of a small UAV's electric propulsion systems is described. Each power source is modeled and simulated in Matlab/Simulink and it is compared flight test data during 4 hr 30 min with simulation results about 200 W electric propulsion system using fuel cell and battery as a main power sources. In result, it is properly simulated performance and dynamic characteristic of each electric power source. Through this, it is revealed that the simulation is available as a means of predicting power characteristic variation for electric propulsion systems of different class.

## 초 록

본 논문에서는 소형 무인기의 전기추진 시스템에 대한 모델링 및 전력 시뮬레이션에 관하여 기술하였다. 각 전력원 모델링 및 시뮬레이션을 위해 Matlab/Simulink를 사용하였고, 연료전지와 배터리를 주 전력원으로 사용하는 200 W급 전기추진 시스템에 대하여 4시간 30분의 비행 시험결과와 시뮬레이션 한 결과를 비교하였다. 그 결과, 시뮬레이션은 각 전력원의 성능 및 동특성을 적절히 모사하였고, 이를 통해 다른 급의 전기추진 시스템에 대한 전력특성변화를 예측하는 도구로 활용 가능성을 알 수 있었다.

**Key Words** : Hybrid Electric Propulsion System(하이브리드 전기추진 시스템), Fuel Cell(연료전지), Battery(배터리), Matlab/Simulink(매틀랩/시뮬링크)

## 1. 서 론

항공용 추진기관으로 가스터빈 및 왕복동 엔진과 같은 화석연료에 의한 내연기관이 대세를 이루어왔으나 화석 연료의 고갈에 따른 연료비 급등, 이산화탄소 배출 및 소음과 같은 환경문제에 대한 규제강화 등의 이유로 친환경 에너지원

을 활용한 추진기관에 대해 많은 연구가 진행되어 왔다. 이와 더불어 연료전지, 배터리를 비롯한 각종 구성품의 고성능화와 경량화가 이루어지면서 실용화의 가능성이 커지고 있어 전기추진을 수송수단에 적용하기 위한 다양한 연구들이 수행되고 있다.

조지아공대(Georgia Institute of Technology)에서는 압축수소탱크를 사용하는 500 W급 PEM 연료전지 무인비행기를 제작하고 비행시험 및 지상시험을 통해 소형 연료전지 무인기의 비행가능성을 증명하였고[1], KAIST에서는 배터리와 붕소화수소나트륨(NaBH<sub>4</sub>)을 연료로 사용하는 100 W

† 2011년 6월 29일 접수 ~ 2011년 9월 7일 심사완료

\* 정희원, 한국항공우주연구원 추진기관팀  
교신저자, E-mail, bhlee@kari.re.kr  
대전 유성구 과학로 115

\*\* 정희원, 한국항공우주연구원

급 연료전지 무인기에 대하여 비행시험을 통해 연료전지의 전류, 전압 특성을 확인하였다[2]. 미시간주립대와 Adaptive Materials사는 탄화수소 계열 연료인 프로판을 사용하는 SOFC 연료전지를 탑재하여 10시간 비행을 검증한 바 있다[3].

하이브리드 전기추진 시스템을 실증 무인기에 적용하여 비행시험을 통해 목표 비행시간 동안 비행 가능 여부에 대한 각 전력원별 용량 선정에 대한 적절성 및 구동 특성을 파악하기에는 위험성이 크고, 많은 비용과 시간이 소요된다. 따라서 실증 무인기 적용에 앞서 각 전력원별 모델링 및 통합(integration) 시뮬레이션을 통해 목표 비행시간에 대하여 각 전력원의 전력특성변화를 미리 예측해 볼 필요가 있다. 하이브리드 전기자동차(HEV)의 경우 이러한 목적으로 ADVISOR와 같은 다양한 시뮬레이터가 개발되어 활용되고 있다[4].

본 연구에서는 항우연에서 개발된 무인 비행기(EAV-1: Electric Aerial Vehicle-1)의 추진시스템을 연구 대상으로 하였다. EAV-1은 연료전지와 배터리를 주 전력원으로 사용한다. EAV-1 비행 프로파일에 대하여 비행 시험결과와 연료전지와 배터리를 통합한 모델링을 시뮬레이션 한 결과와 비교함으로써 시뮬레이션을 통한 전력변화 예측에 대한 가능성을 알아보고자 한다.

## II. 본 론

### 2.1 소형 연료전지 무인기 구성

EAV-1은 무게 6.7 kg의 소형 무인비행기로 주요 제원은 표 1과 같다. EAV-1은 자동비행 및 사전 프로그램된 경로비행과 통신두절시 자동귀환하여 비상 착지할 수 있는 기능을 보유하고 있다. 운용거리는 3 km로 영상 획득을 위한 카메라를 탑재하며, 수집된 영상 및 각 전력원별 상태 정보를 지상으로 무선 전송한다.

EAV-1에 대한 비행시험은 전남 고흥 항공센터에서 2010년 10월 18일부터 19일에 걸쳐 표 2와 같이 3회 수행되었다. 반경 500 m의 선형 궤적을 따라 선회하도록 자동비행모드로 프로그램되었으며 10월 19일에는 비행고도 450 m에서 4시간 30분 비행하였다[5].

EAV-1의 전기추진 시스템의 구성은 그림 1과 같다. 배터리는 230 mA 이상의 전류 입력(충전)은 차단하는 컨버터가 있으며 배터리의 출력( $P_{bt}$ )은 연료전지의 출력( $P_{fc}$ )과 통합되어 추진 요구전력( $P_{req}$ )을 공급한다. 각 전력원의 역할을 살펴보면, 연료전지는 외부 조건의 변화에 영향이 작고

Table 1. Specifications of EAV-1

Weight	Structure	2.9 kg
	Propulsion	2.7 kg
	FCC, payload	1.1 kg
Manufacturer	Fuel cell	Aeropak
	Battery	Enerland
Power range	Fuel cell	0~200 W
	Battery	0~500 W
Wing	Wing area	0.68 m <sup>2</sup>
	Wing span	2.715 m
	Aspect ratio	8.5
Motor/propeller	Out runner BLDC	AXI 4120/20
	Propeller type	Fixed, Pusher
	Propeller size	14 × 9.5 "
Operating condition	Endurance	4.5 h
	Cruise speed	50 km/h

Table 2. EAV-1 flight test summary

Sortie	Test #1	Test #2	Test #3
Test date	'10.10.18	'10.10.19	'10.10.19
Purpose of Test	Check Flight	Test flight	Long endurance
Takeoff time	17:02	10:43	12:44
Endurance	29 min	36 min	270 min
Fuel used	88 g	94 g	874 g
Ground wind speed(takeoff)	0.1 m/s	4 m/s	4 m/s
Ground wind speed(Landing)	0.1 m/s	4 m/s	0 m/s

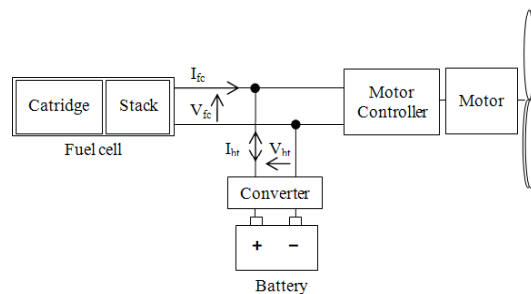


Fig. 1. EAV-1 electric control schematic

안정적으로 전력을 내보낼 수 있으나, 연료 탑재량에 의하여 에너지 량이 제한되며 비행기 내부에 연료를 탑재하므로 항공기 중량에 영향을 미친다. 또한, 시동 시간이 길고 순간적인 동력 요구에 대해 반응이 느리다. 배터리도 연료전지

와 마찬가지로 유한한 충전 용량을 가지며 에너지 밀도는 낮으나 출력 밀도가 매우 크다는 특징을 가진다. 이러한 이유로, 배터리의 높은 출력 밀도와 연료전지의 높은 에너지 밀도를 결합한 하이브리드 연료전지/배터리 시스템이 전력용으로 널리 사용되고 있다[6].

EAV-1의 전력원은 연료전지와 배터리의 하이브리드 방식으로 구성되었으며 순항조건에 맞추어 연료전지 출력은 200 W, 용량은 950 Wh이며 배터리는 중량 최소화를 위해 30 Wh로 탑재되었다.

### 2.2 각 전력원 모델링 및 검증

연료전지 스택의 동적 거동을 예측하기 위해 사용한 수학적 모델은 문헌 [7~8]에 의해 제시되었다. 이론적으로 최적의 단일 셀에 대한 연료전지 전압은 모든 작동 전류에서 1.2 V이나 실제로는 연료전지 내 활성화 에너지 전압에 따른 손실 ( $V_{act}$ )과 내부저항에 따른 전압강하( $V_{ohmic}$ ), 산소와 수소의 농도감소에 따른 전압강하( $V_{con}$ )를 더해 식(1)과 같이 단일 셀에 대한 연료전지 전압 ( $V_{fc}$ )이 결정된다.

$$V_{fc} = E_{Nernst} - V_{act} - V_{ohmic} - V_{con} \quad (1)$$

여기서  $E_{Nernst}$ 는 각 단위 셀의 평균 열역학적인 잠재력으로 가역 전압을 나타내며 식(2)와 같다.

$$E_{Nernst} = 1.229 - 0.85 \times 10^{-3} (T - 298.15) + 4.3085 \times 10^{-5} T [\ln(P_{H_2} P_{O_2}^{0.5})] \quad (2)$$

여기서  $T$ 는 셀 절대온도이며, 연료전지 스택 전압  $V_{stack}$ 은 시리즈로 연결된 셀 수를 곱하여 식(3)과 같이 구해진다. Aeropak 연료전지의 셀 수는 35개이다.

$$V_{stack} = n V_{fc} \quad (3)$$

$V_{act}$ 와  $V_{con}$ 와 관련된 동적 전압(dynamic voltage)  $v_d$ 는 식(4)와 같다.

$$\frac{dv_d}{dt} = \frac{1}{C} I_{fc} - \frac{1}{\tau} v_d \quad (4)$$

여기서  $C$ 는 electric capacitance이며  $\tau$ 는 연료전지 electrical time constant로 식(5)와 같다.

$$\tau = C \left( \frac{V_{act} + V_{con}}{I_{fc}} \right) \quad (5)$$

따라서 연료전지 전압의 동적 거동(dynamic behavior)은 식(6)과 같다[9].

$$V_{fc} = E_{Nernst} - V_{ohmic} - v_d \quad (6)$$

EAV-1에 사용된 연료전지는 PEM형으로 Horizon Energy System사의 Aeropak제품이다. 이 연료전지는 200 W 용량으로, 스택과 수소발생장치가 결합되어 일체형으로 되어있으며, 수소는 화학적 수소발생장치로부터 만들어진다. 발생한 수소는 4 bar에서 5.5 bar로 유지되는 작은 압력 탱크에 보관되었다가 압력조절기를 통해 0.5 bar로 스택에 공급되므로 이상적으로는 가압 수소 탱크로부터 공급되는 경우와 같다. 따라서 비행 전 구간에서 연료전지로 공급되는 수소의 분압( $P_{H_2}$ )은 1 atm이고, 산소의 분압( $P_{O_2}$ )은 대기 중에서 공급되므로 0.21 atm으로 일정하다고 가정하였다.

4시간 30분 비행시험결과에서 연료전지의 전류( $I_{fc}$ )에 따른 전압변화 산포를 95 % 신뢰구간(confidence level)내 평균값으로 출력한 결과 및 Simulink 모델링과 비교한 결과는 그림 2와 같다.

Aeropak 연료전지는 제작사에서 정격 출력이 200 W임을 보장하는데 실제 비행시험에 사용된 연료전지의 출력은 최대 300 W였다.

전 운전영역에서 공급 수소 압력 변동, 수소발생량 부족, 스택의 수분 퍼지(vapor purge) 등에 의한 영향으로 전압변화 산포가 평균  $\pm 1$  V로 변동이 심함을 알 수 있다. EAV-1 시뮬레이션을 위하여 비행시험에서 얻은 연료전지의 전류-전압 커브(I-V curve)와 일치하도록 연료전지 모델의

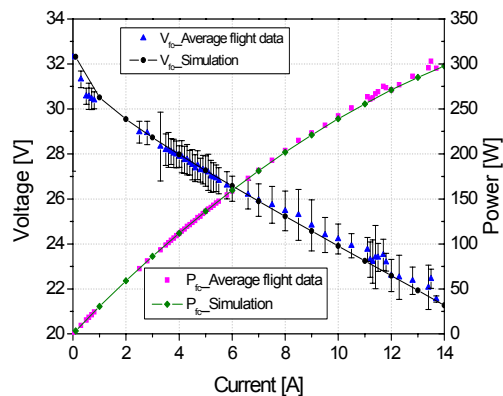


Fig. 2. Fuel cell I-V and P curves

변수들을 조정하여 시뮬레이션에 반영하였다.

배터리의 충, 방전시의 동적 모델은 문헌 [10]에 의해 개발되었다. 이 모델의 특징은 배터리의 데이터 시트로부터 동적 모델링 변수(dynamic model parameter)를 쉽게 추출할 수 있는 간편함과 Matlab/Simulink 라이브러리 블록을 바로 활용할 수 있는 장점이 있다. 본 논문에서 배터리 모델은 Matlab/Simulink에서 제공하는 라이브러리에 있는 블록을 사용하였다.

EAV-1에 사용된 배터리는 Thunder Power RC사의 Pro Lite V2로 리튬-폴리머 배터리로 3 직렬 묶음을 2개 직렬로 연결하여 6 시리즈로 사용한다. Horizon사에서 제작한 컨버터를 포함한 배터리에 대하여 700 mA(배터리 용량 기준 0.5 C)로 방전시험 및 230 mA로 충전시험과 시뮬레이션 결과 비교는 그림 3과 같으며, 충전 시 0.7 Ah 이상에서 약간의 차이는 있으나 전반적으로 잘 일치함을 알 수 있다. 시뮬레이션 시 사용한 배터리 블록 파라미터는 표 3과 같다. Pro Lite V2 배터리의 용량은 제작사 데이터에서 1.36 Ah로 나와 있으나, 컨버터를 포함한 방전시험 결과는 제작사 데이터의 88 %인 1.2 Ah였다.

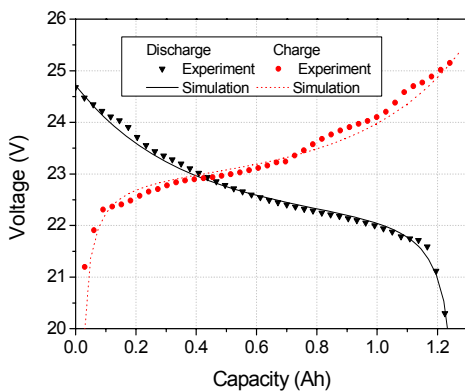


Fig. 3. Battery Capacity-Voltage curves

Table 3. Battery block parameters

Battery type	Lithium-ion
Nominal voltage	21.77 V
Rated capacity	1.2 Ah
Initial state-of-charge	100 %
Maximum capacity	1.29 Ah
Fully charged voltage	24.75 V
Nominal discharge current	0.7 A
Internal resistance	0.13 Ω
Exponential zone	22.03V at 1.005h

연료전지와 배터리를 통합한 Simulink 모델은 그림 4와 같다. EAV-1의 비행시험 결과인 추진 시스템 요구전력이 입력 값으로 주어지면, 주 전력원인 연료전지가 전류를 공급하고 이때 전압은 I-V curve를 따라 일시적으로 떨어지게 된다.

이때 연료전지는 요구전력을 공급하기까지 몇 초 시간이 걸리고 그 동안에 연료의 결핍으로 촉매의 수명을 단축시킨다[11]. 그러므로 연료전지는 배터리가 요구 출력을 공급하는 동안 통제된 정상상태 영역 하에서 작동해야 한다. 연료전지와 배터리는 전원버스에 연결되어 있어 시스템 전원이 같아야 하므로 연료전지의 전압을 기준으로 배터리의 전압이 연료전지 전압과 같아지도록 조정되면 배터리의 전류( $I_{bt}$ )는 배터리의 I-V curve를 따라 조정되면서 연료전지와 배터리 출력의 합은 항상 추진요구전력과 같아지는 전력 균형(power balance)이 이루어진다.

### 2.3 비행시험 및 시뮬레이션 결과비교

EAV-1의 비행시험 Test #1 (29분 비행)에 대하여 전력원을 모델링하고 통합 시뮬레이션과 비교한 결과는 그림 5와 같다. 전 영역에서 시뮬레이션 결과에 비해 비행시험에서의 연료전지의 출력이 약 30 W 변동이 더 있음을 알 수 있다.

원인으로는 연료전지 모델링에 포함되지 않은 Anode 모델, Cathode 모델 등과 같은 연료전지 자체 및 수소 압력조절, 수분 퍼지 등을 제어하기 위한 연료전지 스택 컨트롤러와 관련 BOP (Balance of Plant) 등의 동특성에 의한 영향으로 판단된다.

Test #3 (4시간 30분 비행)에 대하여 비행시험 및 시뮬레이션의 연료전지의 전압, 전류특성변화는 그림 6과 같다.

비행시험 결과에서 이륙 후 2시간 30분까지

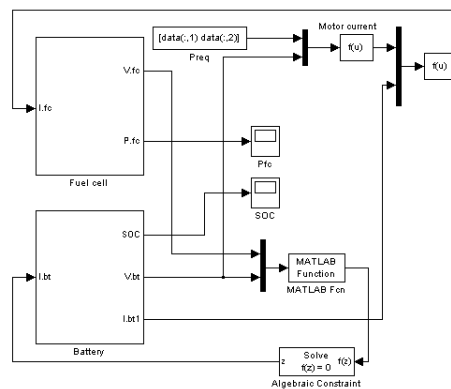


Fig. 4. EAV-1 Simulink model

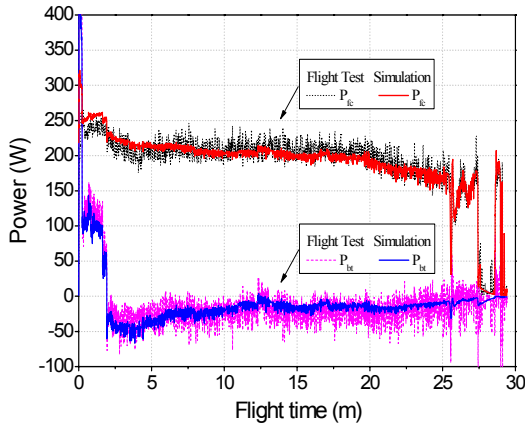


Fig. 5. Power variations during the whole flight

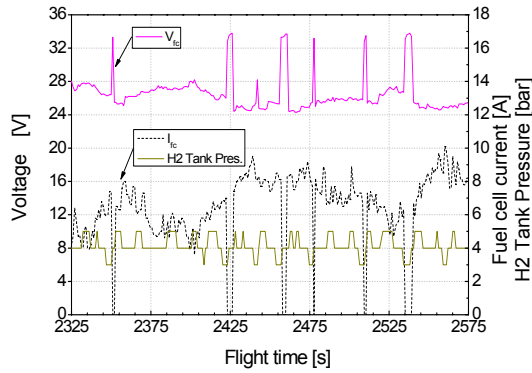


Fig. 7. Fuel cell voltage, current and tank pressure

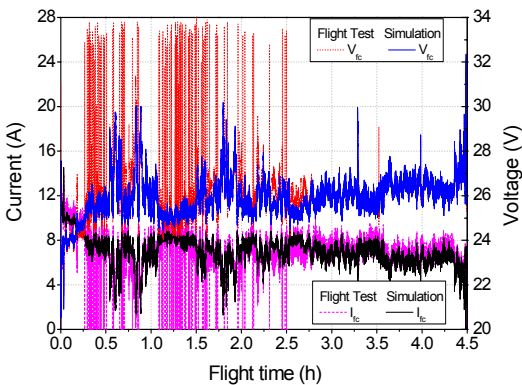


Fig. 6. Fuel cell current and voltage variation during the whole flight

연료전지의 출력이 매우 불안정한 이유는 연료전지 내부에 있는 연료전지 시스템 컨트롤러가 수소 탱크 압력을 4에서 5.5 bar 사이로 유지하고 있는데 4 bar 이하로 6초 이상 지속될 경우 수소 탱크 압력 저하 방지를 위한 조치로 전류를 차단함에 따라 발생하는 현상이며, 이유는 비행초기 연료가 Full 상태에 따른 비행체 무게 증가와 기상 영향에 의해 순항동력이 200 W 이상 요구되어 발생되었다. 이때의 전압은 개방회로전압(open circuit voltage)이 된다. 이러한 현상에 대해 비행시간을 초 단위로 자세히 본 결과인 그림 7을 통해 알 수 있다.

그림 5와 6에서 연료전지에 대한 시뮬레이션 결과는 수소 연료공급이 일정하다는 가정 하에서 얻은 결과이며 그림 6의 경우 전류 차단에 의한 효과를 모사할 수 없어 비행시험 결과와 일치하지는 않으나, 전반적인 변동 경향은 잘 모사되었

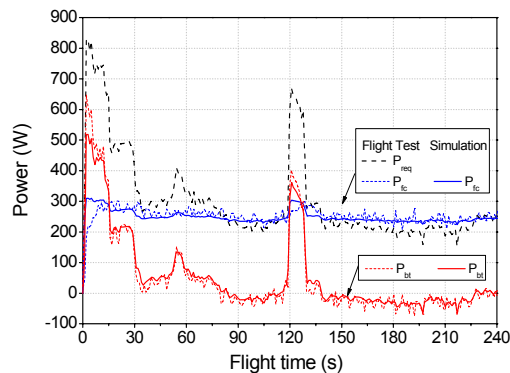


Fig. 8. Power variations at take-off

다. 전류 차단이 없는 2시간 30분 이후 구간에서 비행시험 결과와 비교하여 출력변동 경향이 잘 나타남을 알 수 있다.

그림 8을 통해 이륙과 과도영역에서 배터리가 높은 출력으로 연료전지의 출력 부족분을 공급한다. 순항 출력이 필요한 영역에서 주 전력 공급원은 연료전지이며 여유전력으로 배터리를 충전함을 할 수 있다. 이륙과 과도영역에서 비행시험 결과는 연료전지의 출력이 시뮬레이션에 비해 느린 반응으로 추진요구전력을 공급하므로 배터리에서 높은 출력이 나왔다. 그림 9를 통해 하강 시 시뮬레이션을 통한 결과는 연료전지 출력만으로도 비행이 가능하므로, 배터리 출력 변동은 거의 없었다. 그러나 실제 비행시험에서는 모델링에서 포함되지 않은 수소 압력변동, 수분 퍼지 및 비행시험 시 외부 교란요인(맞바람, 선회비행)에 의해 빈번한 변동(fluctuation)이 발생하며 이에 따라 배터리의 출력을 사용하거나 충전하였다. 그림 10을 통해 하강 시 연료전지의 전류, 전압 변동 특성을 알 수 있다. 그 결과 전력원

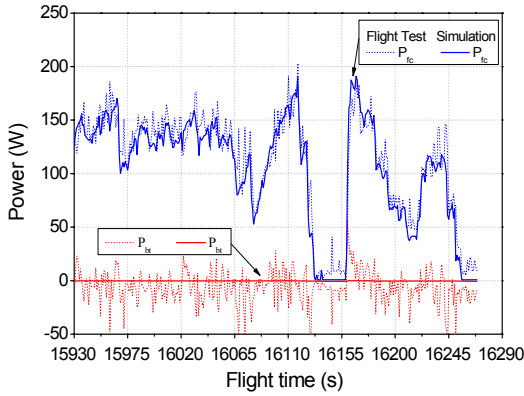


Fig. 9. Power variations at landing

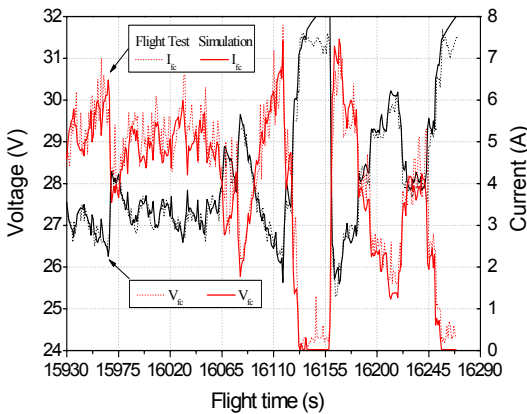


Fig. 10. Fuel cell current and voltage variation at landing

에 대해 모델링하여 시뮬레이션 한 결과는 비행 시험 결과와 유사하게 모사됨을 알 수 있다.

### III. 결 론

하이브리드 전기추진 시스템을 실증 무인기에 적용하기에 앞서 각 전력원의 전력특성변화 및 용량 선정에 대한 적절성을 미리 예측해 볼 필요가 있다. 본 연구에서는 이러한 목적으로 전력원을 모델링하고 시뮬레이션을 통한 전력특성변화 예측의 가능성 및 타당성을 알아보았다.

연료전지와 배터리를 전력원으로 사용하는 200 W급 소형 무인 비행기(EAV-1)의 추진 시스템을 대상으로 삼았으며 각 전력원 모델링 및 시뮬레이션을 위해 Matlab/Simulink를 사용하였다.

모델링 검증을 위해 연료전지는 비행시험결과와 비교하였고 배터리는 컨버터를 포함하여 충,

방전 시험한 결과와 비교하였다.

시뮬레이션 결과, 각 전력원들의 성능은 적절히 모사됨을 확인 하였고, 연료전지와 배터리를 통합한 모델에 대하여 EAV-1의 추진 요구동력에 대하여 시뮬레이션을 수행하여 각 전력원들의 출력 특성 변화를 비행시험 결과와 비교하였다.

그 결과, 시뮬레이션에 의한 각 전력원의 성능 및 동특성은 적절히 모사됨을 알 수 있으며, 이를 통해 다른 급의 전기추진 시스템에 대한 전력 특성변화를 예측하는 도구로 활용 가능함을 알 수 있었다.

### 참고문헌

- 1) Bradley, T. H., Moffitt, B., Mavris, D., and Parekh, D. E., "Development and Experimental Characterization of a Fuel Cell Powered Aircraft." *Journal of Power Sources*, Vol. 171, 2007, pp. 793-801.
- 2) 권세진, 김태규, "연료전지 무인기," 항공우주학회 매거진, 제 3권, 제 2호, 2009, pp. 65-72.
- 3) Crumm, A., "Solid Oxide Fuel Cell Systems," *Proceedings of the Fuel Cell Seminar*, Honolulu, HI. Nov. 2006.
- 4) Wipke, K. B., Cuddy, M. R., and Burch, S. D., "ADVISOR 2.1: A User-Friendly Advanced Powertrain Simulation Using a Combined Backward/Forward Approach," *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, Vol. 48, No. 6, Nov. 1999, pp. 1751-1761.
- 5) 김성욱, 이창호, 김동민, "소형 연료전지 전기비행체 개발," 항공우주학회 춘계학술대회, 2011, pp. 856-859.
- 6) Jiang, Z., and Dougal, R. A., "Control Strategies for Active Power Sharing in a Fuel-Cell-Powered Battery-Charging Station," *IEEE Transactions on Industry Applications*, Vol. 40, May. 2004, pp. 917-924.
- 7) Buasri, P., and Salameh, Z. M., "An Electrical Circuit Model for A Proton Exchange Membrane Fuel Cell," *IEEE* 2006:1-4244-0493-2.
- 8) Lee, D. J., and Wang, L., "Dynamic and Steady-State Performance of PEM Fuel Cells under Various Loading Conditions," *IEEE* 2007: 1-4244-1298-6.
- 9) Qingshan, X., Nianchu, W., Ichianagi, K., and Yukita, K., "PEM Fuel Cell Modeling and Parameter Influences of Performance

Evaluation." DRPT2008, 2008.

10) Tremblay, O., and Dessaint, L. A., "Experimental Validation of a Battery Dynamic Model for EV Applications," World Electric

Vehicle Journal. EVS24, Vol. 3, 2009.

11) Thounthong, P., and Sethakul, P., "Analysis of Fuel Starvation Phenomenon of a PEM Fuel Cell," IEEE 4th Power Conversion Conference, 2007.