

# 전기추진 비행기용 하이브리드 추진시스템 패시브 전력제어 하드웨어 시뮬레이션

박부민\*<sup>†</sup> · 이강엽\* · 황오식\* · 김영문\* · 김춘택\*

## Hardware passive power control simulation of hybrid propulsion system for electric propulsion aircraft

Poomin Park\*<sup>†</sup> · Kangyeop Lee\* · Ohsik Hwang\* · Youngmun Kim\* · Chuntaek Kim\*

### ABSTRACT

This paper describes on hardware simulation of passive power control of propulsion system for electric propulsion aircraft of KARI. The propulsion system uses hybrid power system that is composed of solar cell, fuel cell and battery. The fuel cell is replaces by simulator due to its difficulty in handling while the other components are the same as that will be used on board. As the result, reliable power supply for propulsion is confirmed and each power source is well operated showing its characteristics.

### 초 록

한국항공우주연구원에서 개발 중인 중형 전기추진 무인기의 추진시스템에 대하여 하드웨어 통합 패시브 전력제어 시뮬레이션을 수행하였다. 이 추진시스템은 태양전지, 연료전지 및 배터리를 통합하여 전력원으로 사용하는 하이브리드 시스템이다. 연료전지는 I-V 커브를 모사하는 모사기를 제작하여 사용하였으며, 나머지 구성품들은 실제 탑재품들을 사용하였다. 시험 결과 각 전력원들은 요구전력 변화에 대해서 고유의 특성을 보이면서 원활히 동작되며, 안정적으로 운전됨을 확인하였다.

Key Words: Electric Propulsion (전기추진), Solar Cell (태양전지), Fuel Cell (연료전지), Secondary Cell (2차전지), Li-Ion Battery (리튬-이온 배터리), Hybrid Power (하이브리드 전력)

### 1. 서 론

최근 들어 지구온난화 등 각종 환경 문제가

대두되면서 비행기에 친환경적인 전기추진 시스템을 적용하고자 하는 연구가 국외 및 국내에서 본격적으로 수행되고 있다. 현재 주로 사용되고 있는 배터리 전기 비행기의 경우 장시간 비행이 어렵기 때문에 이를 극복하기 위하여 태양전지나 연료전지를 사용하여 장기체공을 하기위한

\* 한국항공우주연구원 항공추진기관팀

<sup>†</sup> 교신저자, E-mail: ppm@kari.re.kr

연구들이 많이 수행되고 있다.

국내에서도 전기 비행기에 대해서 많은 연구들이 수행되어지고 있으며, 한국항공우주연구원에서도 날개길이 2m 급인 소형 전기추진 무인기로 4.5시간의 체공기록은 세운바 있다.

[1][2][3]

본 연구는 소형 전기추진 무인기의 후속기인 날개길이 6.4 m, 무게 20 kg의 중형 전기추진 무인기의 추진시스템을 개발하기 위해 수행되었다. 본 무인기는 동력원으로 태양전지, 연료전지, 배터리의 세 가지를 하이브리드로 사용한다. 동력원이 다양한 것은 각 동력원들의 사용 특성이 다르므로 각각의 장점들을 이용하기 위해서이다.

본 하드웨어 시뮬레이션에서 연료전지를 제외한 모든 구성품은 실제 탑재될 제품들을 사용하였으며, 연료전지는 I-V 특성을 모사하는 모사기를 만들어서 시험을 수행하였다.

## 2. 전기추진 시스템

### 2.1 전기추진시스템 개요

전기추진 시스템은 크게 추력계통과 전력계통으로 나뉜다. 추력계통은 프로펠러, 모터, 모터제어기로 이루어지며, 전력계통은 전력원인 태양전지, 연료전지, 배터리와 전력제어기로 이루어진다. 전력계통은 전력제어 방법에 따라 Active Power Control 방식과 Passive Power Control의 두 가지로 나뉜다. Passive 방식은 Fig. 1에 나타나 있는 것과 같이 굵은 선으로 표시된 전력 버스에 각 전력원들이 직결되어 별도의 전력 제어 없이 모터 요구전력 및 각 구성품의 출력 특성에 따라 상호작용하면서 운전되는 방식이다. 이에 비해 Active Power Control 방식은 각 구성품이 전력을 제어하는 PMS (Power Management System)에 연결되어 PMS에 탑재된 최적화 로직에 따라 각 구성품들이 임의의 출력을 내도록 제어되는 방식이다.

본 연구는 Passive 전력제어 방식을 대상으로 하였다. Passive 방식은 Active 방식에 비해 효율은 조금 낮으나, PMS가 없으므로 단순하고 무

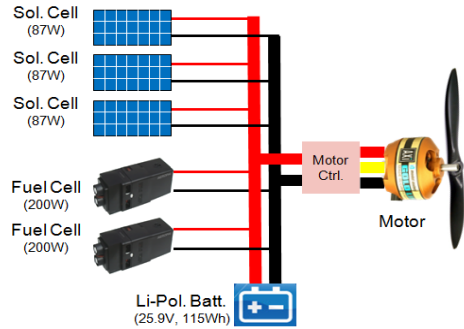


Fig. 1 Electric Propulsion System (Passive Power Control)

게가 가볍다는 장점이 있다. 또한, 향후 Active 방식을 적용한 전력계통을 개발하기 위한 사전 단계로써 각 구성품 사이의 Interaction 등을 파악하기 위한 목적도 가진다.

전력계통의 순항시의 출력은 400 W이며, 최대 출력 사양은 1,000 W로 1 분 동안 전력을 공급할 수 있어야 한다.

### 2.2 전기추진 시스템 구성품

#### 2.2.1 태양전지

비행체의 날개에 장착될 태양전지는 단결정 실리콘 태양전지를 사용하였다. Sunpower 사의 원판을 사용하여 국내 태양전지 모듈제작업체에서 모듈로 제작하였다. 비행체의 날개면적은 2 m<sup>2</sup> 이상이나, 리딩에지 등 곡률이 큰 곳이나 조종면 등을 제외하면 실제로 태양전지가 깔릴 수 있는 면적은 이보다 작다. 모듈의 제작성 및 각 구성품들사이의 전압 매칭을 고려하였을 때 원판을 절반으로 자른 반판을 50 직렬로 연결하여 한 스트링(직렬 연결 세트)을 구성하는 것이 적당하며, 세 스트링을 날개에 설치 가능하다.

시험에 사용된 태양전지 모듈은 날개에 설치될 것과 동일한 제품을 평판 모듈로 제작하여 수평으로 놓고 시험을 수행하였다.

#### 2.2.2 연료전지 모사기

장착될 연료전지는 항공용 경량 PEM 연료전지인 Aeropack 제품을 선정하였다. 이 제품은 수소를 화학적 방법으로 발생시켜 연료로 사용

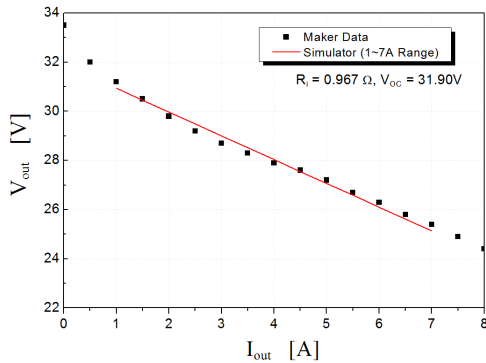


Fig. 2 I-V Curve of Fuel Cell Simulator

한다. 최대 출력 200 W, 에너지량 900 Wh의 출력 사양을 가지며, 무게는 2 kg이다.(연료 만충전 기준) EAV2는 순항 출력 400 W가 요구되므로, 태양이 없을 때에도 비행이 가능하도록 Aeropack 2 대가 장착된다.

연료전지는 사용 후 재사용을 위한 준비가 복잡하고 시간이 많이 드는 문제가 있어서, 본 지상 시험에서는 반복적인 시험을 위해 연료전지 모사기를 고안하여 연료전지 대신 사용하였다.

연료전지의 내부저항 때문에 전류가 늘어날수록 출력 전압은 낮아진다. 또한, 실제로 사용되지 않는 전류 0 A 부근을 제외하면 I-V 관계는 거의 선형적인 관계를 가지므로 이 영역에서 연료전지의 내부저항은 거의 일정함을 알 수 있다. 이에 착안하여, DC 파워서플라이 출력단에 연료전지의 내부저항을 모사하는 별도 저항을 직렬로 연결하여 연료전지의 I-V 특성을 가지도록 연료전지 모사기를 제작하였다.

Figure 4는 연료전지 모사기의 I-V 특성을 보여준다. 그래프의 점은 Aeropack 연료전지의 메이커 데이터이다. 주로 사용하는 영역인 1~7 A 사이에서 붉은 선으로 표시된 연료전지 모사기의 출력 전압은 최대 0.3 V 오차 이내로 연료전지의 출력 전압을 모사한다.

### 2.2.3 배터리

배터리는 Li-Ion Polymer 전지를 사용하였다. 높은 순간출력을 낼 수 있도록 20 C (1 C : 배터리의 표기용량을 1 시간에 방전하는 전류)의

고방전 특성을 가지는 단전지와 프로그램 가능한 BMS(Battery Management System)를 사용하여 배터리 패키지를 제작하였다. 대상 무인기는 일반적인 배터리 전기 비행기와 달리, 비행 중 여유전력 발생 시 배터리를 충전할 수 있도록 되어있기 때문에 안전한 충/방전 제어를 위하여 BMS가 반드시 필요하다.

태양전지와 배터리는 국내 주문 제작품인데 비해 연료전지는 기존의 상용 제품을 사용하므로 연료전지의 전압 운용 범위에 맞추어 태양전지와 배터리를 제작하였다. Li-Ion 단전지를 7 직렬로 사용하는 경우 배터리 팩의 공칭 전압은 25.9 V이고 운용 전압 범위는 21 ~ 29.4 V이다. 이 범위는 연료전지의 운용범위와 겹치므로 7 직렬을 선정하여 배터리 팩을 제작하였다.

## 3. 시뮬레이션 결과

시험은 6시간 비행의 모사를 목표로 하여 9시 40분부터 15시 40분까지 지상 시험으로 진행되었다. 모터 및 모터 제어기의 운전 특성을 파악하기 위하여 실제 모터 및 프로펠러를 사용하여 전력을 소모하였다. 시험날짜는 8월 초이다.

### 3.1 전체 비행시간 특성

Figure 3은 6시간 동안의 전체 비행시간에 해당하는 시뮬레이션 결과이다. 초기 10분간에 이륙과 상승을 모사하여 1,000 W 등 고출력을 사용하고, 이후 순항조건인 400 W로 동력을 소모하였다. 또한 13시경에 가속이나 고도 상승 및 하강을 모사하여 출력을 증감하였다. 시험날의 날씨는 구름이 많았는데, 그림에서 태양전지의 출력의 섭동은 이 때문이다. 이때 태양전지의 출력변동은 배터리가 충방전을 전환해가면서 완벽히 보완하여 전체 시스템의 출력은 변동이 없음을 볼 수 있다. 이로부터 배터리는 일종의 전력 레저보어 역할을 함을 알 수 있다.

연료전지는 태양전지나 배터리의 출력변화에 무관하게 시스템 전압에 따라 출력이 변동하면서 안정적으로 운전됨을 알 수 있다.

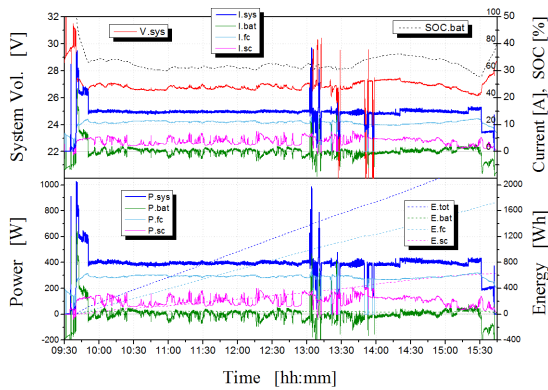


Fig. 3 Simulation Result for the Whole Flight Time

Figure 4는 시험초기의 이륙을 모사한 경우에 대한 결과이다. 초기에 1,000 W 출력의 대부분은 배터리가 담당함을 알 수 있다. 배터리의 급격한 방전에 따라 배터리의 SOC (State of Charge)가 떨어지며, 이에 따라 시스템의 전압도 떨어진다. 시스템 전압이 떨어짐에 따라 태양전지와 연료전지의 운전점도 I-V 커브를 따라 전류가 증가하게 되어 출력이 증가한다.

9시50분30초 경에 이륙 및 상승이 끝나서 출력이 순항 조건인 400 W로 줄어들면 여유전력으로 배터리의 충전이 시작됨을 알 수 있다.

Table 1은 6시간의 비행동력 시뮬레이션 결과를 정리한 것이다. 주 에너지원은 연료전지이며, 구름이 상당히 낀 날임에 불구하고 태양전지가

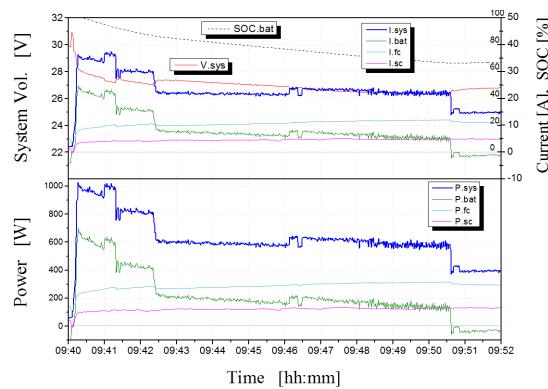


Fig. 4 Simulation Result for High Power Condition (Take-Off Condition)

1/4의 에너지를 공급하였다. 배터리의 에너지 공급은 전체 사용량의 1% 수준이나 최대 출력조건에서 70%의 출력을 담당하였다. 비행기간 중 배터리의 최저 SOC는 55%로 경고 수준으로 설정한 30%를 충분히 상회한다.

Table 1. Energy Used and Power in the Simulation

	Total	S.C.	F.C.	Bat.	V <sub>avg</sub>	SOC <sub>min</sub>
Ener. (Wh)	2,385	633	1,722	30	26.8	55.6
P <sub>max</sub> (W)	1,026	211	392	700	V	%
P <sub>avg</sub> (W)	394	105	284	5.2		

#### 4. 결 론

태양전지, 연료전지, 배터리를 전력원으로 하는 전기추진 비행기용 하이브리드 추진시스템에 대하여 지상시험 조건에서 하드웨어 시뮬레이션을 수행하였다. 6시간 동안의 전력 시뮬레이션 결과, 연료전지는 주 전력을 공급하며, 태양전지는 태양 상태에 따라 출력이 바뀌며, 배터리는 순간 최대 출력시의 주 전력 공급 및 순항 중의 전력 섭동을 흡수하는 등 각 전력원들은 고유의 특성들을 보여주면서 운전되었다. 결과적으로, 본 하이브리드 추진시스템의 전력계통은 전력 사용 스케줄에 따라 서로 상호 작용하에서 요구되는 전력을 안정적으로 공급함을 확인하였다.

#### 참 고 문 헌

1. 권세진, 김태규, "연료전지 무인기." KASA 매거진, 제3권, 제2호, 2009, pp.65-72
2. 김성욱, 이창호, 김동민, "소형 연료전지 전기비행체 개발," 항공우주학회 춘계학술대회, 2011, pp.856~859.
3. 이보화, 박부민, 김춘택, 김성욱, 양수석, 안석민, "연료전지 무인기의 전기추진시스템용 전력원 모델링 및 시뮬레이션," 항공우주공학회지 제 39권 제 10호, 2011