

## 技術論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.11.940>

## 중형무인기용 하이브리드 전기동력시스템의 최적 이륙시간에 관한 연구

이보화\*, 박부민\*\*, 김근배\*\*, 차봉준\*\*

## A Study on Optimum Takeoff Time of the Hybrid Electric Powered Systems for a Middle Size UAV

Bohwa Lee\*, Poomin Park\*\*, Keunbae Kim\*\* and Bongjun Cha\*\*

## ABSTRACT

The target system is a middle size UAV, which is a low-speed long-endurance UAV with a weight of 18 kg and wingspan of 6.4 m. Three electric power sources, i.e. solar cells, a fuel cell, and a battery, are considered. The optimal takeoff time is determined to maximize the endurance because the generated solar cell's energy is heavily dependent on it. Each power source is modeled in Matlab/Simulink, and the component models are verified with the component test data. The component models are integrated into a power system which is used for power simulations. When takeoff time is at 6 pm and 2 am, it can supply the power during 37.5 hrs and 27.6 hrs, respectively. In addition, the thermostat control simulation for fuel cell demonstrates that it yields more power supply and efficient power distribution.

## 초 록

연구대상으로 삼은 중형 전기추진 무인기는 무게 18.5 kg, 날개 길이 6.4 m급의 저속 장기체공형으로 태양전지, 연료전지, 배터리를 전력원으로 사용한다. 이륙시간에 따라 태양전지의 에너지 총량이 달라지므로 체공을 최대화하기 위한 최적의 이륙시간을 선정해야 한다. 이를 위해 전압매칭을 통해 각 전력원을 선정하여 모델링을 수행하였으며 단품 성능시험을 통해 검증 후 시뮬레이션을 수행하였다. 이륙시간이 오전 6시, 오전 2시일 때 각각 최대 37.5시간, 최소 27.6시간동안 전력공급이 가능하였다. 배터리 SOC의 사용범위를 25~80%로 제한하도록 연료전지의 작동을 제어할 경우 각각 0.31시간, 0.63시간동안 더 전력공급이 가능하며 각 전력원은 최적 운전점에서 작동함을 확인하였다.

**Key Words** : Electric Powered UAV(전기동력무인기), Hybrid(하이브리드), Power Characteristic Variation Simulation(전력특성변화 시뮬레이션), Long Endurance(장기체공)

## 1. 서 론

† 2012년 7월 11일 접수 ~ 2012년 10월 11일 심사완료

\* 정희원, 한국항공우주연구원 항공추진기관팀  
교신저자, E-mail : bhlee@kari.re.kr

대전 유성구 과학로 115

\*\* 정희원, 한국항공우주연구원

화석 연료의 고갈에 따른 연료비 폭등, 이산화탄소 배출 및 소음과 같은 환경문제에 대한 규제 강화 등의 이유로 친환경 에너지를 활용한 항공기용 전기동력기관에 대해 많은 연구가 진행되어 왔다. 이와 더불어 태양전지, 연료전지, 배터리를

비롯한 각종 구성품의 고성능화와 경량화가 이루어지면서 실용화의 가능성이 커지고 있어 전기동력을 수송수단에 적용하기 위한 다양한 연구들이 수행되고 있다. 특히, 무인기로 2주 체공 기록을 달성한 영국의 Qinetiq사의 zephyr는 태양전지를 주 전력원으로 사용하였고, 유인기로는 solar impulse가 27시간의 비행기록을 달성하였다. 한국항공우주연구원에서 개발한 연료전지를 주 전력원으로 사용한 소형전기추진 무인기(EAV-1: Electric Aerial Vehicle-1)의 경우 2010년 10월 19일에 수행한 비행시험에서 4시간 30분동안 비행하였다[1].

본 연구에서는 중형 전기추진 무인기(EAV-2: Electric Aerial Vehicle-2)의 전기동력시스템을 연구 대상으로 하였다. EAV-2는 무게 18.5 kg, 날개 길이 6.4 m급의 저속 장기체공형 무인비행기로 다양한 전력원을 사용함에 따른 기술적 난제를 분석하고 고고도 장기체공형 무인기 개발에 필요한 핵심기술을 선별하고자 태양전지, 연료전지, 배터리를 전력원으로 사용하였다. 각 전력원들의 역할을 살펴보면 태양전지는 태양광 에너지를 받아서 전력을 발생시킨다. 전력 발생시간의 한계는 없으나, 태양광의 조건에 따라 출력의 변동이 심하고 비행에 충분한 전력을 얻기 위해서는 넓은 날개 면적이 필요하다. 이에 비해 연료전지는 외부 조건의 변화에 영향이 적고 안정적으로 전력을 공급할 수 있으나, 비행기 내부에 연료를 탑재하므로 항공기 중량에 영향을 미친다. 배터리도 연료전지와 마찬가지로 유한한 충전 용량을 가지며 에너지 밀도는 낮으나 출력 밀도가 크다는 특징을 가진다. 이와 같이 각 전력원은 성능 특성 및 역할이 서로 다르고 EAV-2의 총 중량 및 유한한 날개면적의 한계로 인해 최대체공을 위한 연료전지와 배터리의 무게 비율 및 태양전지의 출력을 최대한 활용하기 위한 최적의 이륙시간이 비행시험 전 선정되어야 한다. 이를 위해 각 전력원을 Simulink로 모델링하여 성능시험결과와 비교 검증을 수행하고 전력원 모델을 통합하여 전력시뮬레이션을 수행하였다.

## II. 본 론

비행 중 EAV-2의 실제 총 소요동력을 알아보기 위해 2012년 2월 15, 16일자에 비행시험을 수행하였다. 연료전지 없이 태양전지와 배터리를 전력원으로 사용하여 30분씩 두 번에 걸쳐 비행하였다. 총 무게는 18.5 kg이 되도록 탑재될 연료전지의 무게만큼 납덩이를 추가로 실었으며 4~6 m/s 측풍의 영향 하에서 시험결과 소요동력



Fig. 1. EAV-2's flight test

은 평균 200 W이며 최대 출력은 1.0 kW임을 확인하였다. Fig. 1은 시험 당시 EAV-2가 하강하는 모습이다.

추진요구전력을 공급하기 위해 전기동력시스템의 구성을 살펴보면, 각 전력원들을 별도의 전력 변환기나 제어기 없이 전원 버스(Power Bus)에 직접 연결하기 위해서는 각 전력원들의 출력단 전압은 버스 전압과 같아야 한다. 배터리, 연료전지, 태양전지가 전력 컨버터가 없이 전원 버스에 직접 결선되어야 하므로, 각 구성품들의 운용 영역의 전압은 서로 같아야 한다. 버스 전압은 전력의 레저보어(reservoir) 역할을 하는 배터리의 상태가 결정하게 된다. 배터리와 태양전지는 비교적 제작이 쉬우나, 무인기에 적당한 경량의 연료전지는 제작이 어려우므로 상용품을 선정하였으며, 배터리의 전압은 연료전지를 기준으로 결정하였다. 배터리는 단전지를 7직렬로 구성하여 25.9 V의 공칭 전압(nominal voltage)을 가진다. 여기에 맞춰서 태양전지의 직렬 개수를 정하여 태양전지의 전압을 매칭하였다[2]. EAV-2의 주요 제원은 표 1과 같다.

### 2.1 배터리 시뮬레이션 및 성능시험

본 연구에서 사용한 배터리는 최대체공을 위하여 방전율이 0.2 C로 낮은 LG화학 리튬-이온 원통형(18650) 이차전지를 선정하였다. 직경은 18.4 mm이며 길이는 65 mm인 단전지를 7직렬 6병렬로 연결하였으며 무게는 2.2 kg이며 총 460 Wh의 에너지를 가진다.

제작사의 데이터를 기반으로 하는 배터리의 성능을 예측하기 위한 동적 배터리 모델(kinetic battery model)은 문헌[3]에 의해 개발되었다. 본 논문에서 배터리 모델은 Matlab/Simulink에서 제공하는 라이브러리에 있는 블록을 사용하였다. Fig. 2는 제작된 7직렬 6병렬 배터리 팩에 대한

Table 1. Specifications of EAV-2

Weight	Structure	7.5 kg
	Propulsion	9.5 kg
	FCC, payload	1.5 kg
Power sources	Solar cell	Sunpower
	Fuel cell	Aeropak
	Battery	LG 18650
Power range	Solar cell	0~200 W
	Fuel cell	0~200 W
	Battery	0~1,000 W
Wing	Wing area	1.98 m <sup>2</sup>
	Wing span	6.4 m
	Aspect ratio	20.0
	Airfoil	SG6043
Motor/propeller	Out runner BLDC	AXI 5320/34
	Propeller type	Folding
	Propeller size	21" × 13"
Operating condition	Endurance	over 24 h
	Cruise speed	12.8 m/s

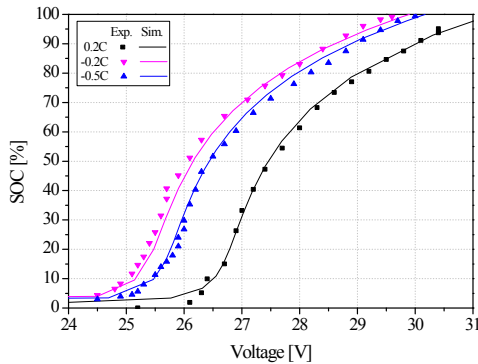


Fig. 2. Battery Simulation and Component Test

여 3.6 A (0.2 C), 9.0 A (0.5 C)로 충전(+기호), 방전(-기호)하면서 측정된 SOC(State-Of-Charge) -전압 시험결과와 시뮬레이션 결과를 비교한 것이다. 5%이하로 낮은 SOC 영역에서는 두 결과 간의 차이가 있음을 알 수 있다.

2.2 태양전지 시뮬레이션 및 성능시험

태양전지 모델링을 위해 Empirical model을 사용하였으며 태양전지 셀을 모아 모듈화하여 사용할 경우 단일 셀의 경우 위첨자 C를, 모듈일 경우 위첨자 M을 붙여 구분하면 태양전지 모듈

로부터의 전류  $I^M$ 은 식 1을 사용하여 구할 수 있다[4].

$$I^M = I_{SC}^M \left[ 1 - \exp\left( \frac{V^M - V_{OC}^M + R_S^M I^M}{N_{SM} V_T^C} \right) \right] \quad (1)$$

여기서  $V^M$ 은 모듈 터미널에 공급된 전압이며  $N_{SM}$ 은 직렬 연결된 태양전지 셀 개수이다.  $R_S$ 는 각 셀 내부 및 셀 간의 연결에서 저항을 대표하는 시리즈 저항이며  $V_T$ 는 열 전압(thermal voltage)이다. 하첨자 OC와 SC는 각각 개방회로와 단락 회로를 의미한다.

EAV-2의 날개 면적은 1.98 m<sup>2</sup>이나, 큰 리딩엣지 부분과 조종면을 제외하고 부착되므로, 실제 태양전지가 부착되는 실 면적은 1.17 m<sup>2</sup>이다. 배치 상의 편의 및 날개 곡률 등을 고려하여 단전지를 절반으로 자른 반판(half cell)을 사용하였고, 전원버스의 전압과 맞추기 위해 52직렬로 연결하여 한 스트링(string)을 구성하였다. 날개 면적에 대하여 이러한 스트링이 3개가 나오며, 이를 병렬로 연결하여 사용하였다.

태양전지를 시뮬레이션 한 결과는 2011년 11월 1일자에 태양전지 모듈을 시험한 결과와 비교하여 Fig. 3과 같이 검증하였다. 시험 동안 태양전지 모듈은 지면과 수평으로 유지하였다.

태양광 강도와 셀 표면온도에 따라 전류와 전압의 크기가 달라지며 출력 측에 걸리는 부하 전압이 높아지더라도 어느 지점까지는 전류가 거의 일정하게 유지되는 운전 특징을 보이다가 어느 한계전압 이상이 되면 전류가 감소한다. 이때, 전력은 전압과 전류의 곱 이므로 같은 광량 조건에서도 부하전압에 따라 출력 전력은 달라지며, 최대 전력이 나오는 점이 Maximum Power Point (MPP)이며 27~28 V 근방이다.

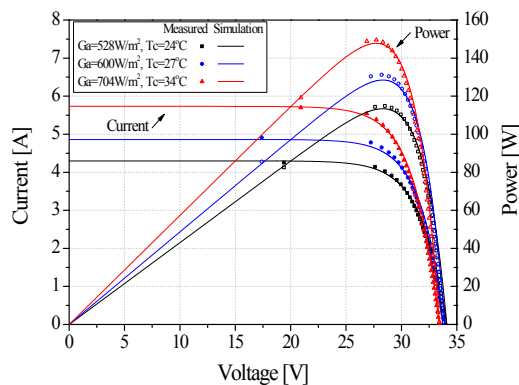


Fig. 3. Solar cell Simulation and Component Test

### 2.3 연료전지 시뮬레이션 및 성능시험

연료전지 스택의 동적 거동을 예측하기 위해 사용되는 수학적인 모델은 문헌[5,6]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 2와 같이 단일 셀에 대한 연료전지 전압( $V_{FC}$ )이 결정된다.

$$V_{FC} = E_{Nernst} - V_{act} - V_{ohmic} - V_{con} \quad (2)$$

연료전지 스택 전압( $V_{stack}$ )은 시리즈로 연결된 셀 수  $n$ 을 곱하여 식 3과 같이 구해진다.

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

EAV-2에 사용된 연료전지는 PEM형으로 항공용으로 경량화된 Horizon사의 Aeropak제품을 선정하였다. 연료전지는 200 W 정격용량으로, 스택과 수소발생장치가 결합되어 일체형으로 되어있으며, 수소는 화학적 수소발생장치로부터 만들어진 다. 발생한 수소는 4 bar에서 5.5 bar로 유지되는 작은 압력 탱크에 보관되었다가 스택으로 공급되므로 이상적으로는 가압 수소 탱크로부터 공급되는 경우와 같다. 따라서 시뮬레이션에서는 비행 전 구간에서 연료전지로 공급되는 수소의 분압은 1 atm이고, 산소의 분압은 대기 중에서 공급되므로 0.21 atm으로 일정하다고 가정하였다. 시뮬레이션 검증을 위하여 2010년 10월 18일부터 19일자에 고흥 항공센터에서 수행한 EAV-1의 비행시험 결과를 활용하였으며 Table 2와 같이 3회 비행시험이 수행되었다. 반경 500 m의 선형 궤적을 따라 선회하도록 자동비행모드로 프로그램 되었으며 10월 19일에는 비행고도 450 m에서 4시간 30분 비행하였다[7].

Table 2. EAV-1 flight test summary

Sortie	Test #1	Test #2	Test #3
시험일자	'10.10.18	'10.10.19	'10.10.19
시험목적	점검비행	초도비행	최대체공
이륙시간	17:02	10:43	12:44
비행시간	29 분	36 분	270 분
연료사용량	88 g	94 g	874 g
지상풍속(이륙)	0.1 m/s	4 m/s	4 m/s
지상풍속(착륙)	0.1 m/s	4 m/s	0 m/s

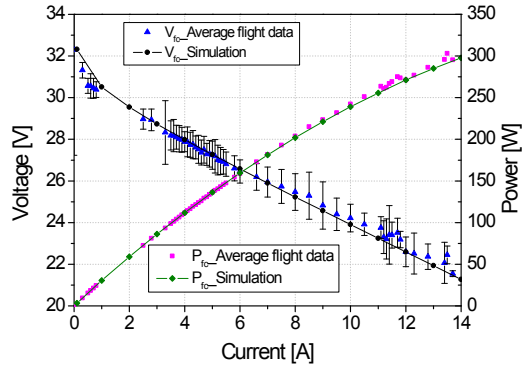


Fig. 4. Fuel cell I-V and P curves

4시간 30분 비행시험결과에서 연료전지의 전류( $I_f$ )에 따른 전압변화 산포를 95% 신뢰구간(confidence level)내 평균값으로 출력한 결과 및 Simulink 모델링과 비교한 결과는 Fig. 4와 같다.

### 2.4 장기체공 전력변화 시뮬레이션

EAV-2의 비행 시나리오는 800 W로 1분간 이륙한 후 600 W로 1분간 급상승하여 400 W로 8분간 목표 고도로 상승한다. 순항에 필요한 동력은 연료전지의 연료를 사용함에 따라 줄어드는 무게감소에 의해 추진요구동력 변동은 Fig. 5와 같이 197 W에서 147 W까지 변한다. 이 값에는 RASA folding 21"×13" 프로펠러의 풍동시험 결과인 효율( $\eta_{propeller}$ ) 65%와 Outrunner 5320/34 BLDC 모터와 ESC의 효율( $\eta_{motor/esc}$ ) 80%, FCC/Payload가 소요하는 10 W의 추가 소요동력이 반영되었다.

하지, 정오를 기준으로 EAV-2 날개에 장착된 태양전지의 최대 생산 전력은 대략 170 W로 순항 추진요구동력이 최대 197 W일 경우 태양전지

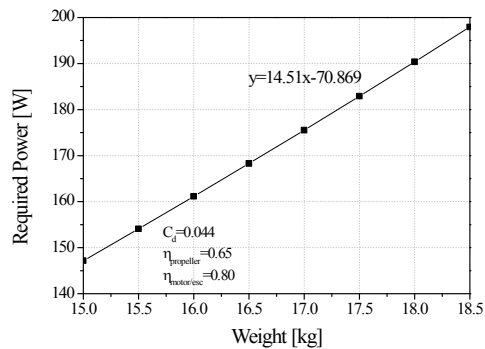


Fig. 5. Required power according to total weight

의 출력만으로 비행이 불가하지만 순항 추진요구 전력이 최소인 147 W일 경우에는 태양전지의 출력으로 비행하면서 남은 전력으로 배터리를 충전하면서 더 긴 시간동안 비행 할 수 있다.

따라서 이륙시간에 따라 순항 추진요구동력 및 태양전지의 출력을 사용할 수 있는 시간대가 달라지므로 장기 체공을 위하여 최적의 이륙시간을 선정해야 한다.

시뮬레이션에서 태양광을 모사하기 위해 하지를 기준으로 비행시험을 수행할 장소인 고흥 항공센터의 위도를 반영하였으며 태양전지의 표면 온도는 40 °C로 일정하다고 가정하였다[8].

연료전지의 에너지 밀도는 제작사 자료에 의하면 900 Wh/kg이나 손실등을 고려하여 시뮬레이션 동안에는 850 Wh/kg으로 일정하다고 가정하였다.

본 연구의 대상인 EAV-2는 유한한 날개 면적에 장착 가능한 태양전지의 면적은 정해지므로 태양전지를 제외한 연료전지와 배터리 무게의 합인 5.7 kg에 대하여 무게비에 따라 최대 가능 체공시간 및 최적 이륙시간을 확인해야 한다. 이를 위해 연료전지와 배터리의 비율을 바꿔가며 총 24시간에 대하여 1시간 간격으로 시뮬레이션을 수행하였고 그 결과는 Fig. 6과 같다. 무게비가 높을수록 최대 체공이 가능한 이륙시간은 저녁시간에서 아침시간으로 이동하며 다른 무게비의 경우일 때와 비교하여 무게비가 1.5에서 2.0으로 증가하여도 최대 체공가능시간의 증가율은 7.5 hr에서 1.8 hr로 낮아진다. 이와 같은 원인으로는 장기 체공시간은 배터리보다 8배 이상 에너지 밀도가 높은 연료전지의 무게에 의해 큰 영향을 받는데 무게비가 높아질수록 연료전지 무게의 증가율이 낮아지기 때문이다.

비상전력원의 역할을 수행할 배터리의 무게를

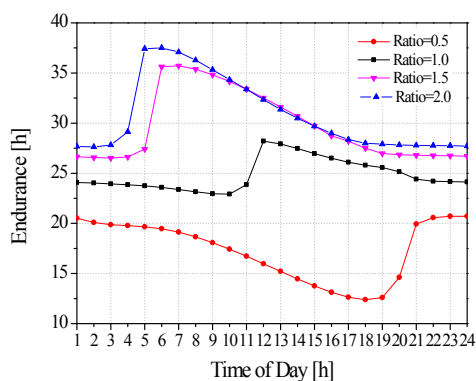


Fig. 6. Endurance variation about weight ratio

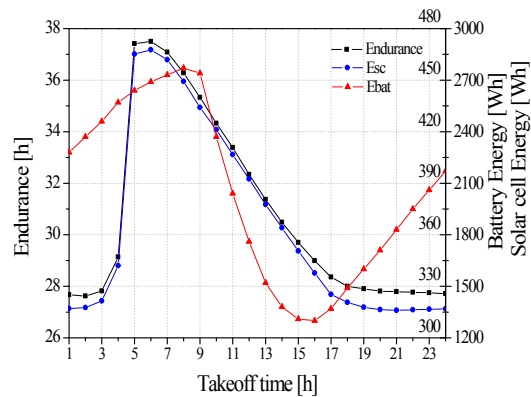


Fig. 7. Endurance and used energy according to takeoff

고려하여 EAV-2에 적용된 무게비는 2.0이며 최대 가능한 체공시간은 6시 이륙 시 37.5시간이며 최소 가능한 체공시간은 2시 이륙 시 27.62시간으로 언제 이륙했느냐에 따라 약 10시간 체공시간의 차이가 발생할 수 있다. 이륙한 시간에 관계없이 이륙 후 연료전지의 연료를 모두 소모하기까지 걸리는 시간은 평균 25.5 시간이 소요되었다.

또한 무게비 2.0에서 Fig. 7과 같이 배터리의 총 사용 에너지(Ebat)는 310~457 Wh의 범위를 가진다. 이에 비해 태양전지의 총 에너지(Esc)는 1,360~2,877 Wh로 배터리보다 넓은 출력 범위를 가져 최대 체공시간은 태양전지의 출력 영향을 가장 크게 받음을 알 수 있다.

무게비 2.0에서 최대 체공이 가능한 6시 이륙에 대하여 전력을 모두 소모하여 비행이 종료될 때까지 전 시간에 대하여 수행한 전력 시뮬레이션 결과는 Fig. 8과 같다. 이륙 후 25.89 시간 후 연료전지는 연료를 모두 소모하며 연료무게가 줄어든 영향으로 추진요구전력은 비행 초기에 필요했던 198 W에서 147.7 W로 낮아졌으며 태양전지와 배터리의 전력으로 11.61시간 더 비행이 가능하다. 다른 시간대에 비해 6시 이륙은 연료전지가 꺼지는 시점이 태양전지의 출력(Psc)을 주 전력으로 사용하기 시작하는 시간과 일치하며 147.7 W의 추진요구전력은 하지 때 태양전지가 낼 수 있는 최대 가능 출력인 170 W 보다 낮으므로 밤 시간 동안 전력을 소모한 배터리를 충전하면서 비행할 수 있다.

최소 체공이 가능한 2시 이륙에 대한 전력 시뮬레이션 결과는 Fig. 9와 같다. 이륙 후 25.88시간 후인 3.88시에 연료전지는 연료를 모두 소모하며 태양전지의 출력을 사용할 수 없어 배터리를



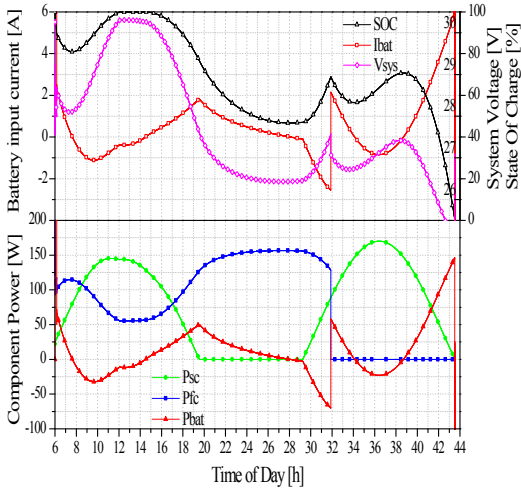


Fig. 8. Long endurance simulation\_takeoff time at 6 am

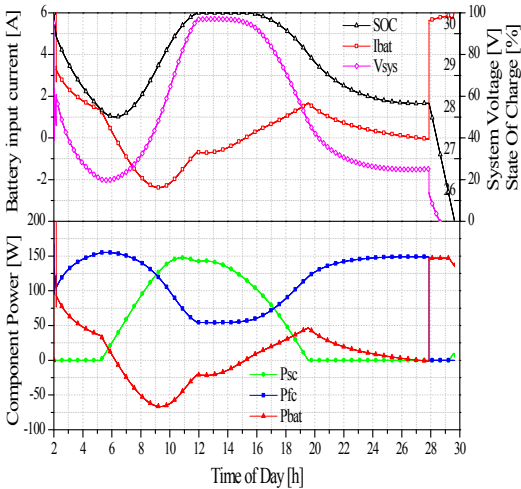


Fig. 9. Long endurance simulation\_takeoff time at 2 am

의 출력( $P_{bat}$ )으로 비행하게 되며 태양전지의 출력을 사용하기 전 배터리의 용량부족으로 비행이 종료된다.

Fig. 8과 Fig. 9를 통해 태양전지 출력과 연료전지 출력( $P_{fc}$ )으로 배터리를 충전할 때 배터리의 SOC(State-Of-Charge)가 100% 구간에서의 시스템 전압( $V_{sys}$ )은 30.5 V임을 알 수 있다. 시스템 전압에 연결된 태양전지의 부하전압에 의해 태양전지의 출력은 MPP 근방인 27~28 V에서 출력되지 못하고 있으므로 태양광이 있는 조건에서 무한히 사용가능한 태양전지의 에너지가 충분히 활용되지 못하고 있음을 알 수 있다. 태양전지의

출력이 충분한 낮 시간동안 연료전지의 출력은 30 W 근방으로 연료전지의 효율이 낮은 영역에서 사용됨을 알 수 있다. 또한 제작사에서 제시한 Aeropak 연료전지의 최저 유지부하는 50 W이며 50 W 이하에서 운전될 경우 폐액 배출이 줄면서 배관이 식어 남아있던 폐액이 응고하기 때문에 50 W 이상에서 운전될 필요가 있다. 또한 다른 전력원의 출력으로 배터리를 100%로 만충전하면서 비행하므로 에너지의 효율적인 사용 측면에서 불리하며 비상 전력원의 역할을 수행하기 위해 배터리의 SOC는 일정한 범위내에서 운전되어야 한다.

따라서 6시와 2시에 대하여 다른 전력원의 고장에 의한 비상상황 시 배터리의 남은 전력으로 하강해야 하는 경우를 대비하여 최소 SOC를 15% 이상 유지하기 위해 배터리의 SOC가 25% 이하로 낮아질 때 연료전지를 구동하도록 설정하였다. 또한 태양전지의 MPP 출력전압을 맞추기 위해 최대 SOC는 80% 이하로 유지하기 위해 SOC가 70% 이상으로 높아질 때 연료전지 사용을 중단하는 Thermostat control strategy를 반영하였다. 이 전력제어를 선택한 이유는 전력원들이 컨버터나 컨트롤러 없이 전원버스에 직접 연결되었기 때문에 전력제어 로직에 의해 전력원들이 능동형적으로 제어할 수 없기 때문이며 또한 비행 중 배터리의 SOC를 Ground Control Station(GCS)에서 모니터링하면서 연료전지의 전원 On 또는 Off만 가능한 현 상황을 고려하여 적용하였다.

오전 6시 이륙에 대하여 Thermostat control strategy를 적용한 결과는 Fig. 10과 같다. 태양전

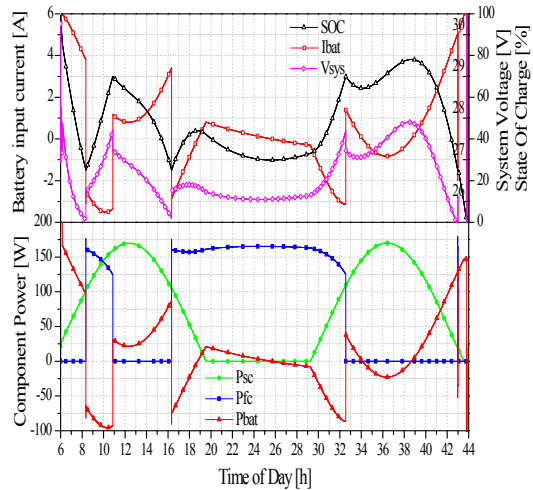


Fig. 10. Thermostat control for Long endurance\_at 6 am

지의 최대 출력은 170 W로 MPP 근방에서 활용되었으며, 연료전지의 출력은 시뮬레이션 동안 130 W 이상으로 출력됨을 알 수 있다. 배터리의 SOC가 70%일 때 연료전지의 출력은 0이 되지만 태양전지의 출력이 순항추진요구전력보다 높아 배터리를 충전하므로 SOC는 태양전지만으로 80%까지 높아짐을 알 수 있다. 체공시간은 37.81 시간으로 제어전략을 추가하지 않은 시뮬레이션과 비교할 때 0.31시간 늘어났다.

오전 2시 이륙에 관하여 동일한 제어전략을 적용한 결과는 Fig. 11과 같다. 배터리가 25%로 낮아질 때 연료전지가 구동되지만 연료전지만으로 순항 추진요구전력을 공급할 수 없으므로 배터리의 전력을 추가로 사용하며 이에 따라 SOC는 최소 15%까지 낮아진다. 제어전략을 적용함에 따라 그렇지 않은 경우에 비해 태양전지의 출력이 최대 20 W 더 출력되며 체공시간은 0.63시간 늘어났다. 제어전략의 유무에 따른 결과는 Table 3를 통해 요약하였다.

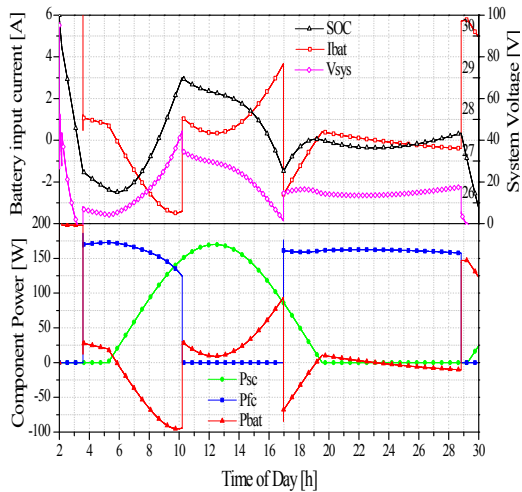


Fig. 11. Thermostat control for Long endurance\_at 2 am

Table 3. Simulation Results Summary

Takeoff time	Control method	Endurance [hr]	Energy (SC/Bat) [Wh]
6 am	Non	37.50	2,877/449.0
	Thermostat	37.81	3,009/457.1
2 am	Non	27.62	1,376/417.0
	Thermostat	28.25	1,523/457.4

### III. 결 론

본 연구에서는 주 전력원으로 태양전지, 연료전지, 배터리를 사용하는 중형 전기추진 무인기의 전기동력시스템을 연구 대상으로 하였다.

하지, 정오를 기준으로 EAV-2 날개에 장착된 태양전지의 유한한 면적에서 생산되는 최대전력은 대략 170 W로 순항 추진요구동력이 최대 197 W일 경우 태양전지의 출력만으로 비행이 불가능하지만 순항 추진요구전력이 최소인 147 W일 경우에는 태양전지의 출력으로 비행하면서 남은 전력으로 배터리를 충전하면서 더 긴 시간동안 비행할 수 있다. 따라서 이륙시간에 따라 순항 추진요구동력 및 태양전지의 출력을 사용할 수 있는 시간대가 달라지므로 장기 체공을 위하여 최적의 이륙시간을 선정하기 위해 Matlab/Simulink로 각 전력원별 모델링을 수행하였으며 단품 시험을 통해 모델을 검증하여 장기체공 가능성에 대하여 시뮬레이션을 수행하였다.

그 결과 오전 6시 이륙시 최대 37.5 시간동안 전력공급이 가능하였고, 오전 2시 이륙시 최소 27.62 시간 가능하였다. 배터리의 SOC를 적정 범위로 유지하기 위해 연료전지의 구동을 On-Off 제어하는 Thermostat control strategy를 적용한 결과 각 전력원은 최적 운전점에서 작동하였으며 체공시간은 각각 0.82%, 2.23% 증가하였다. 제어로직을 적용함에 따라 연료전지의 최소 유지 부하인 50 W 이상에서 운전됨을 확인하였다.

### 참고문헌

- 1) 이보화, 박부민, 김춘택, 김성욱, 양수석, 안석민, “소형 연료전지 무인기의 전기추진시스템용 전력원 모델링 및 시뮬레이션,” 항공우주학회지 제 39권 10호, 2011
- 2) 이보화, 박부민, 김춘택, 양수석, 안석민, “소형 무인기용 하이브리드 전기추진시스템 전력 특성변화 시뮬레이션,” 항공우주학회지 제 39권 11호, 2011
- 3) Tremblay, O., and Dessaint, L. A., “Experimental Validation of a Battery Dynamic Model for EV Applications,” World Electric Vehicle Journal. EVS24, Vol. 3, Stavanger, Norway, 2009.
- 4) Anca D. Hansen, Poul Sørensen, Lars H. Hansen and Henrik Bindner, 2000, “Models for have Stand-Alone statement System,” National

Risø Laboratory, Roskilde

5) P. Buasri and Z. M. Salameh, "An Electrical Circuit Model for A Proton Exchange Membrane Fuel Cell," IEEE 2006:1-4244-0493-2.

6) Dongjing, Lee and Li Wang, "Dynamic and Steady-State Performance of PEM Fuel Cells under Various Loading Conditions," IEEE

2007: 1-4244-1298-6

7) 김성욱, 이창호, 김동민, "소형 연료전지 전 기비행체 개발," 항공우주학회 춘계 학술대회, 2011, pp. 856-859.

8) Duffie, J. A. and Beckman, W. A, "Solar engineering of thermal processes," 1980, Jon Wiley & Sons.