

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(9), 833-841(2016)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.9.833

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

능동전력제어에 의한 하이브리드 동력시스템의 출력특성 연구

이보화*, 박부민

A study on the Power Characteristics of Hybrid Power System by Active Power Management

Bohwa Lee* and Poomin Park

Aero Propulsion Division, Korea Aerospace Research Institute

ABSTRACT

The 200 W electrically powered unmanned aerial vehicle, which is studied in this research, uses solar cells, a fuel cell and batteries as the main power source simultaneously. The output of each power source performs power control for each power source by the active power control method so that an adequate capacity of the battery could be maintained while limiting the maximum output of the fuel cell. The output variation for each power source under the active power control method was identified through an integrated ground test. In addition, the effect of limiting the maximum output of the fuel cell on the output variation of the entire system was experimentally identified, and it was confirmed that the adequate maximum output value of the fuel cell for preventing the overdischarge of six series-connected, small size batteries for fuel cell systems is 150 W.

초 록

본 연구에서 대상으로 삼은 순항 200 W급 전기동력무인기는 태양전지, 연료전지, 배터리를 동시에 주 전력원으로 사용한다. 각 전력원별 출력은 능동전력제어 방식에 의해 연료전지의 최대 출력을 제한한 상태에서 배터리의 적정용량을 유지하도록 각 전력원별 전력제어를 수행하게 된다. 능동전력제어 방식에 의한 각 전력원별 출력변동은 지상통합시험을 통해 확인하였다. 또한 연료전지의 최대출력제한이 전체 시스템의 출력변동에 미치는 영향을 실험적으로 확인하였으며, 연료전지의 최대출력값은 연료전지 시스템용 6직렬 소형 배터리의 과방전을 방지하기 위해서는 150W가 적절함을 확인하였다.

Key Words : Electric Powered UAV(전기동력무인기), Hybrid(하이브리드), Power Manage System(전력제어장치), Fuel Cell(연료전지)

1. 서 론

태양전지, 연료전지, 배터리, 커패시터를 비롯

한 각종 전력원들은 점차 고성능화, 경량화, 소형화됨에 따라 전기동력원을 수송수단에 적용하기 위한 다양한 연구들이 수행되고 있다[1, 2]. 이러

† Received : February 5, 2016 Revised : August 8, 2016 Accepted : August 9, 2016

* Corresponding author, E-mail : bhlee@kari.re.kr

한 전기동력 방식이 적용된 무인기의 경우 장기 체공을 통해 지상관측, 대기분석, 정찰을 위한 목적 외에도 최근에는 통신 및 방송용 위성을 대체하는 용도의 개념이 제시됨에 따라 상업적 활용도도 클 것이라 분석이 나오고 있다[3]. 최근 무인기의 활용분야가 늘어나면서 선진 각국에서는 저고도부터 고고도까지 다양한 형식의 무인기를 개발하고 있으며, 이에 맞추어 전기동력시스템으로 배터리는 물론 점차 태양전지와 연료전지의 적용도 증가하는 추세이다.

본 연구에서 대상으로 삼은 전기동력무인기(EAV-2: Electric Aerial Vehicle-2)는 태양전지, 연료전지, 배터리를 전력원으로 사용한다. 성능특성이 다양한 전력원을 조합하여 비행에 필요한 추진요구전력을 공급하기 위한 방식으로는 패시브 방식과 액티브 방식으로 나눌 수 있다[4].

본 연구에서는 EAV-2용 하이브리드 시스템에서 각 전력원의 출력이 시스템의 특성에 따라 수동적으로 결정되는 기존의 패시브 방식에서 벗어나 각 전력원의 출력을 전력 상황에 따라 개별적으로 제어할 수 있는 능동 전력제어 방식을 적용하고자 한다.

본 연구에서 적용한 능동전력제어는 연료전지의 최대 출력을 제한한 상태에서 배터리의 적정 용량을 유지하도록 각 전력원별 전력제어를 수행하게 된다. 능동 전력제어를 적용하기 위해 전력 제어장치(PMS: Power Management System)를 사용하였으며 능동전력제어 방식에 의한 각 전력원별 출력변동은 지상통합시험을 통해 확인하였다. 또한 연료전지의 최대출력제한이 전체 시스템의 출력변동에 미치는 영향을 실험적으로 확인함으로써 연료전지의 적정 출력값을 알아보았다.

II. 본 론

2 하이브리드 동력시스템 구성

2.1 저속 장기체공형 무인기 및 시스템 사양

EAV-2는 저속 장기체공형 무인기로 총 무게는 18.5 kg이며 날개길이는 6.9 m이다. 장기체공에 유리하도록 항력을 줄이기 위하여 랜딩기어가 없으며, 자동차에 탑재된 런처를 이용하여 이륙한다. EAV-2의 주요 사양은 Table 1과 같다[5]. 순항 추진요구 동력은 200 W급이며 최대 출력은 1.0 kW급이다.

EAV-2는 주 전력원으로 태양전지, 연료전지, 배터리를 동시에 사용하여 추진요구전력을 공급하게 된다. 배터리는 Li-Polymer 전지로, 단전지

Table 1. Specifications of EAV-2[5]

Weight	Structure	7.5 kg
	Propulsion	9.5 kg
	FCC, payload	1.5 kg
Power range	Solar cell	0~200 W
	Fuel cell	0~200 W
	Battery	0~1,000 W
Wing	Wing area	1.98 m ²
	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

의 노미널 전압(nominal voltage)은 3.7 V이다. 배터리와 태양전지는 비교적 제작이 쉬우나, 비행기에 적당한 경량의 연료전지는 제작이 어려우므로 상용품을 사용하였다. 배터리는 단전지를 7 직렬(series)으로 구성하여 25.9 V의 노미널 전압을 가진다. 여기에 맞춰서 태양전지의 직렬 개수를 정하여 태양전지도 전압을 매칭하였다.

각 전력원별 중량은 다음과 같다. 먼저 태양전지는 개당 7.8 g으로 총 78개가 사용되어 0.61 kg (배선무게 제외)이며, 연료전지는 6직렬 배터리와 연료무게를 포함하여 총 1.68 kg이다. 배터리는 BMS를 포함하여 1.12 kg이다.

프로펠러는 RASA 사의 21"×13" 프로펠러 블레이드와 5° 기울어진 77mm 허브의 조합을 선정하였으며, 모터는 AXI사의 Goldline 5320/34 모델을 사용하였다.

2.2 태양전지 날개 성능시험

EAV-2에 사용된 태양전지는 SUNPOWER사의 C60제품으로 결정질 실리콘 태양전지이다. 태양전지는 원판을 반으로 나눈 반셀을 52 직렬로 연결하여 한 스트링을 만들고, 3 스트링을 병렬로 연결하였다.

EAV-2의 날개 면적은 1.92 m²이나, 곡률이 큰 랜딩에지 부분과 조종면을 제외하고 부착되므로, 태양전지가 부착되는 실 면적은 1.17 m²이다. 결정질 실리콘 태양전지는 비행 중 항력을 줄이기 위해 복합재 일체형 주익을 제작하기 위해 태양전지의 부착 단차가 0.1 mm 이하가 되도록 주익에 매립하였다.

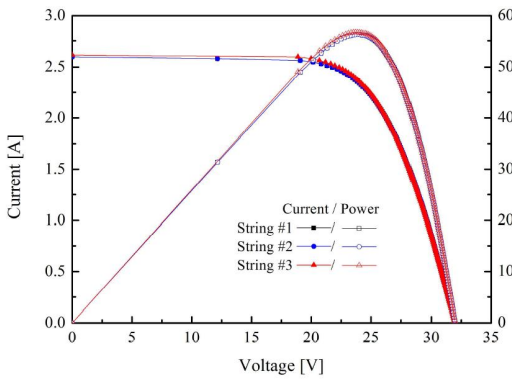


Fig. 1. Solar cell Characteristics

태양전지가 부착된 EAV-2용 날개는 각 스트링간의 출력 균질성 및 성능특성을 확인하고자 지상성능시험을 수행하였다. 각 스트링 별 전류, 전압 및 출력비교는 Fig. 1과 같다. 시험 결과로부터 세 스트링의 측정 결과는 사실상 겹침을 알 수 있다. 이로부터 세 스트링의 성능 편차는 거의 없으며, 세 스트링을 병렬연결 시 가해지는 버스전압에 대해서 각 스트링의 출력전압은 고르게 분포할 것으로 예측할 수 있다.

시험 시 측정된 태양광 강도와 외기온도는 각각 888 W/m^2 , 34°C 이다.

2.3 연료전지 시스템 성능시험

선정된 연료전지는 Horizon Energy system사의 Aeropak제품으로 스택과 수소발생장치인 카트리지가 결합되어 일체형으로 되어있다. 또한 Aeropak 연료전지는 6직렬 소형 배터리가 병렬로 연결되어 있는데 해당 배터리는 Thunder Power RC사의 Pro Lite V2 제품이다. 6직렬 소형 배터리는 이륙과 과도영역에서 연료전지 출력의 부족분을 공급해준다.

연료전지는 연료전지 시스템 전압, 전류, 온도, 6직렬 소형 Li-Pol 배터리 전압, 가압수소 탱크 압력등을 RS-232통신으로 전력제어장치(PMS)에 전송한다. 또한 각각의 파라미터는 시동절차 중이거나 작동 중 제작사에서 설정한 Alarm영역에 해당될 때 연료전지 시스템은 shutdown되는 특징이 있다[6].

연료전지용 6직렬 소형 배터리에 대해 700 mA(배터리 용량기준 0.5 C)로 방전시험 및 230 mA로 충전 시험한 결과는 Fig. 2와 같다. Pro Lite V2배터리의 용량은 manufacturer data에서 1.36 Ah로 제시되어 있으나, 방전시험결과는 1.26 Ah (manufacturer data 대비 93%)이다.

6직렬 소형 배터리의 전압 사용 범위는 18~24

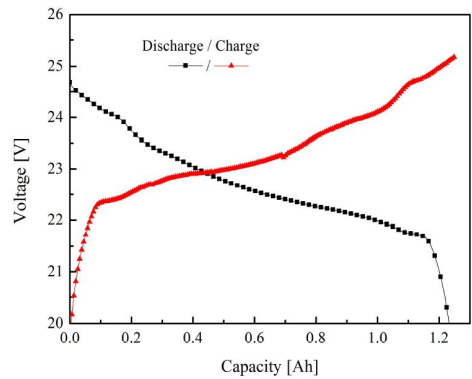


Fig. 2. Battery and converter characteristic

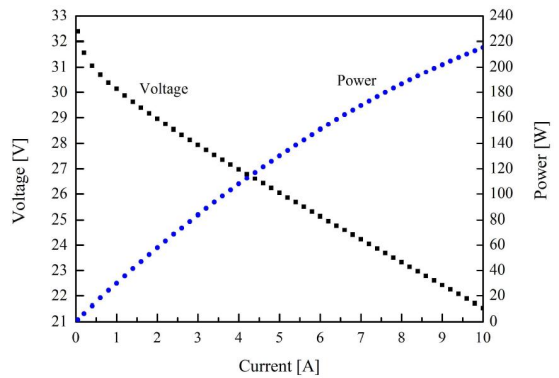


Fig. 3. Fuel cell I-V and P curves

V이므로 연료전지 시스템 전압이 24V 이하로 떨어지면 6직렬 소형 배터리의 방전이 동시에 일어나면서 큰 부하를 수 분간 낼 수 있도록 되어있다.

연료전지 시스템의 정상상태 성능시험 결과는 Fig. 3과 같으며 실제 성능시험에서 연료전지는 최대 220 W 까지 출력됨을 확인할 수 있다.

Figure 3으로부터 연료전지의 개방회로 전압 (Open circuit voltage)은 32.5 V이며 출력 전압 범위는 21~32 V임을 알 수 있다. 이 값은 배터리 팩(7직렬 배터리 팩)의 전압 운용범위와 일치하므로 배터리는 연료전지의 운전 중에 동시에 운용되어 연료전지의 전압을 안정화 시키는 역할을 하게 된다.

2.4 배터리팩 성능시험

EAV-2에 사용된 단전지는 Enerland사의 PQ4550XQ 제품을 사용하였다. 사용된 단전지는 높은 순간출력을 낼 수 있도록 팩으로 제작할 경우 30 C (1 C : 배터리의 표기용량을 1 시간에 방전하는 전류)의 고방전 특성을 가지며 최대

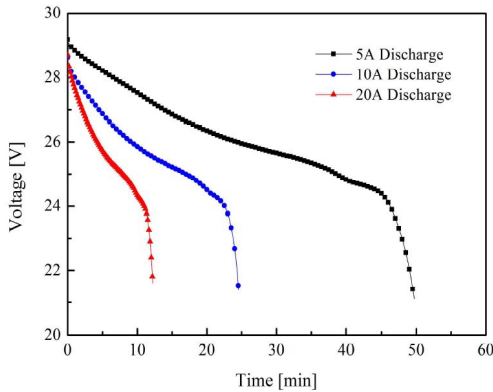


Fig. 4. Discharging tests for a battery pack

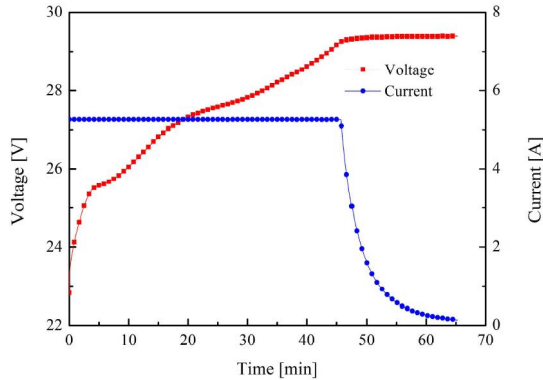


Fig. 5. 5A charging tests for a battery pack

136.5 A까지 출력을 낼 수 있다.

본 연구에서는 단전지를 7직렬로 연결하여 배터리 팩으로 제작하였다.

제작된 배터리 팩의 방전 시험 결과는 Fig. 4와 같다. 방전 전류가 높을수록 용량이 빨리 소모되어 전압이 급격히 떨어짐을 볼 수 있다.

Figure 5는 배터리 팩의 충전시험 결과이다. 5A로 일정 전류로 충전하다가 배터리관리장치(BMS: Battery Management System)에 의해 만충전인 29.3 V 근처에서는 전류가 줄어들어서 29.4V까지 충전됨을 볼 수 있다. 제작된 배터리 팩은 4.3 Ah 용량으로 주 운전전압은 21.0~29.4 V 임을 알 수 있다. 이 전압 범위는 태양전지와 연료전지의 운용 전압 범위와 일치하므로 배터리 팩은 단전지를 7직렬로 하는 것이 적절함을 알 수 있다.

3 능동 전력제어에 의한 출력변동

3.1 연료전지 출력제한에 따른 액티브 전력

다양한 전력원을 사용하여 추진요구전력을 공

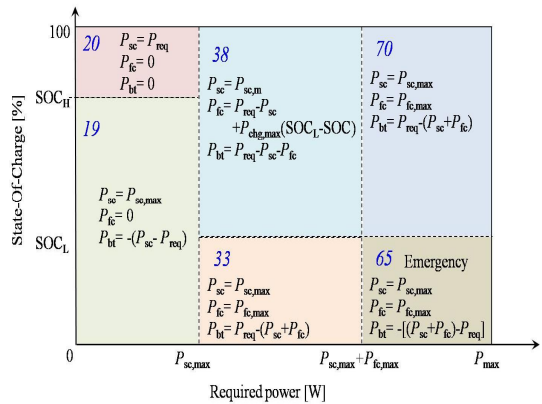


Fig. 6. Power management algorithm[5]

급하기 위한 전력 공급 방식은 패시브 방식과 액티브 방식으로 나눌 수 있다. 패시브 방식에서 각 전력원의 출력제어는 전력원의 특성에 따라 수동적으로 이루어지는 방식이다. 시스템의 구성이 간단하여 경량화 측면에서 유리하므로 소형 무인기에서의 전력 공급방식으로 널리 사용되고 있다. 이에 비해 액티브 전력 관리 방식은 각 전력원의 출력을 제어전략에 따라 능동적으로 관리하는 방식이다[5]. 경량화에 대한 요구가 비행기 보다는 작은 전기자동차(HEV)의 경우는 효율 향상을 위하여 적극적인 전력제어를 수행하므로 대부분 액티브 전력제어를 적용하고 있다.

본 연구에서 적용한 액티브 전력제어는 각 전력원이 최적 운전범위내에서 사용되도록 제어함과 동시에 비상 상황을 대비하여 배터리의 적정 용량을 확보하기 위한 목적으로 전력원별로 적극적인 전력분배를 수행하였다.

PMS 제어 알고리즘에서는 각 전력원을 효율적으로 운용하고자 부하원(모터와 FCC)에서 필요로 하는 추진요구동력(required power)의 크기 및 SOC (State-Of-Charge)에 따라 각 전력원별 출력을 결정하게 된다. 각 전력원별 출력을 결정할 최종 동력 분배 알고리즘은 Fig. 6과 같다.

각 구간에서 전력제어에 의해 추진요구전력을 공급할 전력원별 출력(좌변)은 우변에 있는 값으로 할당(assign)된다. 예를 들어, 19번 영역은 SOC가 low limit 보다 높고, 추진요구전력은 태양전지 최대 출력보다 낮은 영역이다. 때문에 연료전지를 켜지 않고, 태양전지 출력(좌변)은 최대로 유지하면서 잉여 전력은 배터리 충전(마이너스 부호)에 사용되도록 제어된다[5].

EAV-2 전기체 지상통합시험은 SOC 97%로 충전된 상태에서 수행하였다. 사용된 연료전지는 최대 220 W이상으로 출력 가능하며, 연료전지

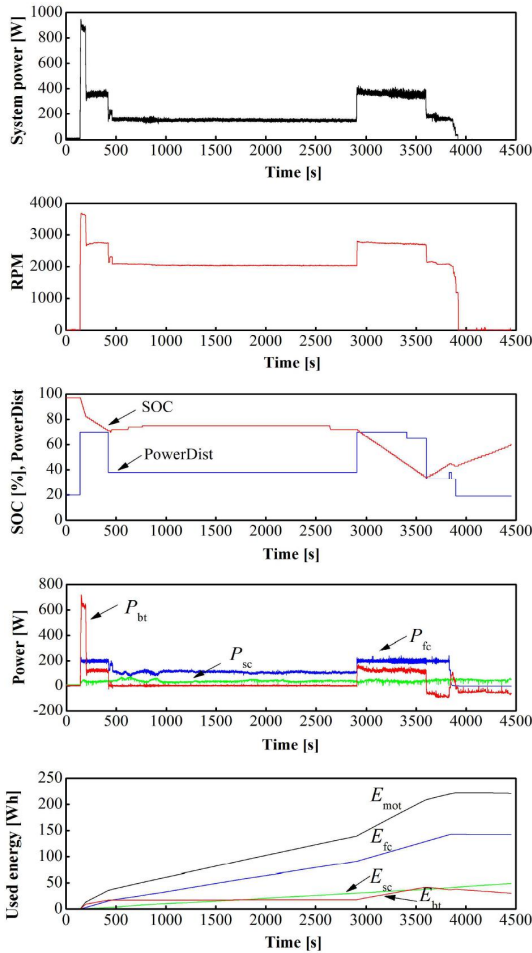


Fig. 7. Ground integrated test at $P_{fc,m}=200W$

출력은 최대 200 W에서 작동하도록 소프트웨어적으로 설정하였다.

전력소모 시나리오는 시험 시작 직후 1분간 800 W를 소모하고 (이륙모사) 이후 4분간 400 W를 소모하며 (상승모사) 연달아 200 W를 유지하였다(순항모사). 또한 순항모사 중 급기동 모사를 위해 400 W를 소모하도록 구성하였다.

PMS에서 측정된 전압, 전류로부터 알고리즘에 의해 동력분배를 처리하여 제어 명령을 수행하기 까지 약 175 us의 시간이 걸린다. 시험 중 각 전력원의 입력, 출력 및 동력분배 알고리즘이 적용된 영역 (Fig. 6에서 19, 20, 33, 38, 65, 70)은 변수명 PowerDist로 실시간으로 계산되며 10Hz로 저장된다.

시험 시작 후 3,843초 (1.068시간)에 연료전지의 작동이 중단되었으며, 연료전지의 작동 중단 원인을 파악하고자 4,450초 (1.23시간)에 시험을

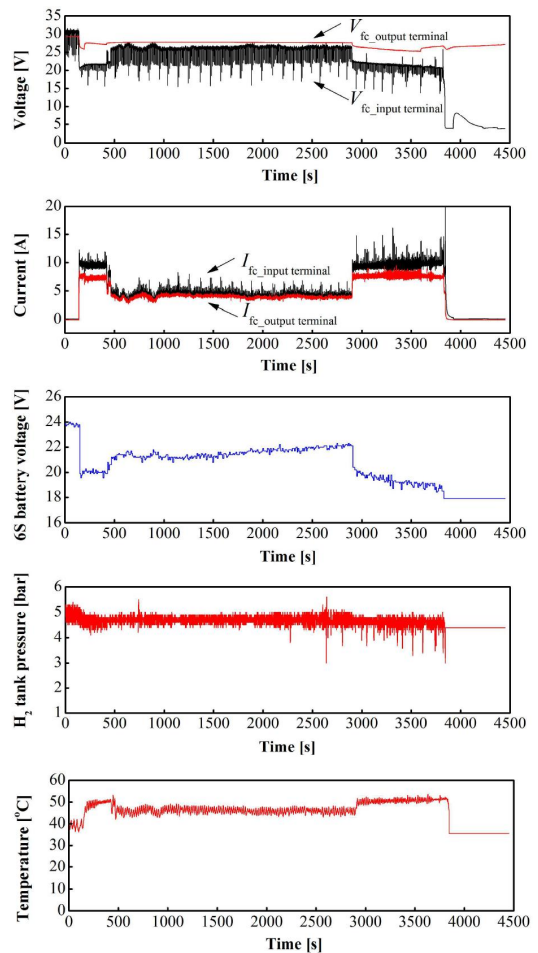


Fig. 8. Fuel cell characteristics at $P_{fc,m} = 200W$

중지하였다. 총 4,450초간 수행된 시험에서 전체 사용에너지는 Fig. 7로부터 총 221.6 Wh이며 연료전지, 태양전지, 배터리 순으로 각각 142.2 Wh (64.2%), 49.1 Wh (22.1%), 30.3 Wh (13.7%) 의 에너지를 공급하였다.

해당 지상통합시험에서 연료전지 자체의 출력 및 상태특성변동은 Fig. 8과 같다. Aeropak 연료전지는 자체 운전 특성상 스택의 성능 유지를 위해서 출력을 차단한 뒤 100 ms 동안 스택을 쇼트 (short circuit) 하며, short circuit 동안에 스택의 출력은 0이 된다. Aeropak 연료전지는 또한 Dead-end-type이므로 수소 퍼징을 하게 되며 스택 쇼트 및 수소 퍼징을 각각 10초 간격으로 정기적으로 반복하는데, 서로 5초 간격으로 Interlace로 동작한다. PMS 입력단에서 측정된 연료전지 출력단 전압($V_{fc_input\ terminal}$)은 이러한 출력변동을 그대로 보여주며 PMS는 DC-DC 컨

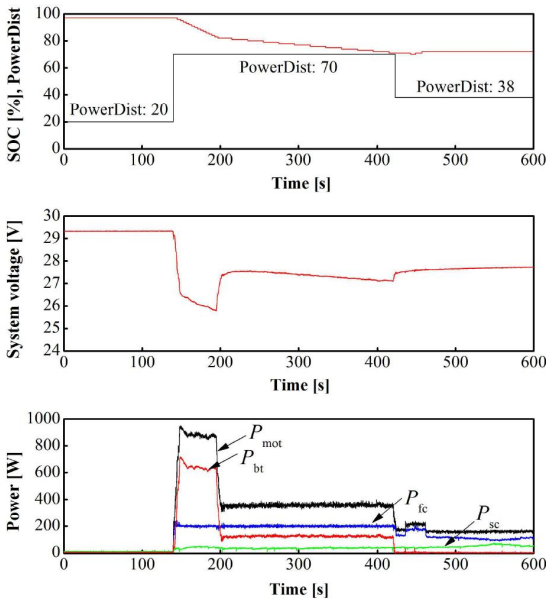


Fig. 9. Power distribution during takeoff

버터에 의해 연료전지 출력단 전압을 시스템 전압($V_{fc_output\ terminal}$)으로 buck 또는 boost 함을 알 수 있다.

PMS 입력단에서 측정된 연료전지 출력단 전류($I_{fc_input\ terminal}$)는 전압과 마찬가지로 변동함을 알 수 있다.

연료전지용 6직렬 배터리는 18 V 이하로 전압이 낮아질 경우 연료전지 시스템은 자동으로 shutdown되게 된다. 따라서 시험 시작 후 3,843 초 (1.068시간)에 발생한 연료전지의 작동 중단의 원인은 연료전지용 소형 배터리(6s battery voltage)의 과방전에 의해 발생함을 알 수 있다. 이에 따라 연료전지용 수소 가압탱크의 압력도 4.5~5.1 bar 사이를 변동하다 연료전지 시스템이 정지됨에 따라 RS232 통신이 끊어짐을 알 수 있다.

연료전지는 운전 중 68°C 이상에서는 경고, 70°C 이상에서는 시스템 보호를 위해 자동으로 shutdown되게 된다.

연료전지의 운전온도는 무인기 내부의 공기 순환에 의한 영향을 받는다. 따라서 해당 지상통합시험은 비행에 따른 맞바람을 모사하기 위해 동체 전면에 선풍기를 설치하여 강제대류를 일으킨 상태에서 수행하였다.

지상통합시험에서 연료전지 스택의 온도변화는 40~50°C 사이를 변동하였으며 연료전지 시스템이 정지됨에 따라 RS232 통신이 끊어짐을 알 수 있다.

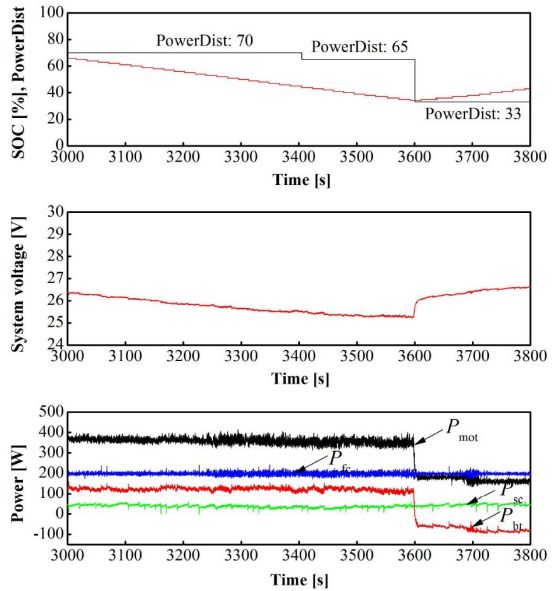


Fig. 10. Power distribution during cruise

지상통합시험 중 이륙 및 상승모사구간(0~420 초 구간)을 자세히 보면 Fig. 9와 같다. 이륙 시에는 태양전지(P_{sc})와 연료전지(P_{fc})가 공급할 수 있는 전력의 합이 추진요구전력($P_{req}=P_{mot}$)보다 낮고, SOC는 45% 이상이므로 전력분배가 적용되는 영역은 70번에 해당한다. 이륙과 같이 필요한 추진요구전력이 높은 구간에 대하여 배터리(P_{bt})가 높은 출력으로 연료전지 및 태양전지의 출력을 제외한 부족분을 공급하게 된다. 이륙 동안에 배터리의 용량(SOC) 소진으로 시스템 전압이 낮아져도 연료전지의 출력은 PMS에 의해 200 W로 일정하게 출력되었다.

급기동 모사 구간(3,000~3,600초 구간)은 Fig. 10과 같다. 태양전지와 연료전지가 공급할 수 있는 전력의 합이 추진요구전력보다 낮고, SOC는 45% 이상이므로 전력분배가 적용되는 영역은 70번에 해당한다. 따라서 이륙 및 상승모사 구간과 동일하게 고출력을 공급하기 위해 연료전지는 설정된 최대 공급가능 출력인 200 W를 유지하였으며 부족한 전력은 배터리에서 공급되었다. 이에 따라 SOC는 점차 낮아져 45% 이하가 되면서 동력분배는 70번에서 65번으로 변경되었다. 추진요구동력을 낮추어 다시 순항모사 구간(3,600~3,800 초 구간)에서 동력분배는 33번으로 변경되었다. 이 영역에서 설정된 전력제어로직에 따라 연료전지는 급기동 모사 구간에서와 동일하게 200 W를 유지하였다. 이에 따라 배터리는 충전되기 시작함을 알 수 있다.

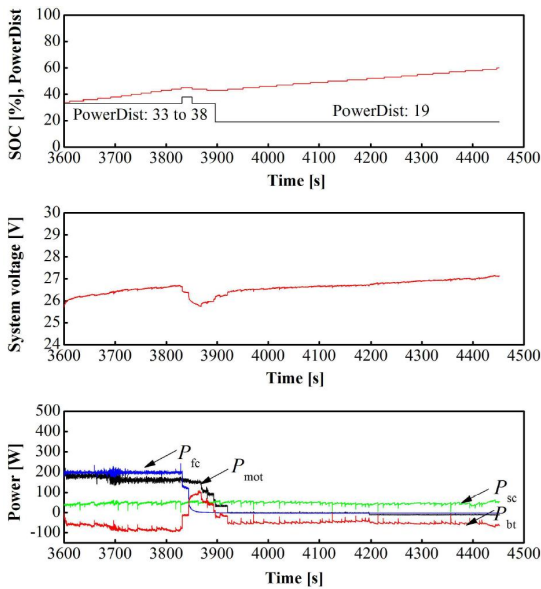


Fig. 11. Power distribution at landing

하강모사구간(3,900~4,500초 구간)은 Fig. 11과 같다. 앞서 수행된 급기동 모사 시험에 의해 배터리 용량이 소진됨에 따라 하강모사 구간에서 SOC는 45%이하이다. 또한 3,843초에서 연료전지의 작동이 중단됨에 따라 연료전지로부터 공급출력이 없음을 알 수 있다. 따라서 PowerDist는 33번을 유지하면서 배터리 충전상태를 유지하다가 연료전지 작동 중단 시점에서 38번으로 변동하였다.

이를 통해 배터리는 즉시 방전상태로 변동하면서 부족한 추진요구전력을 공급함을 알 수 있다. 이후 추진요구전력이 낮아짐에 따라 PowerDist는 19번으로 변동하였으며 태양전지 출력은 배터리를 충전하기 위해 사용되었다.

이를 통해 각 전력원의 출력은 이영역에 해당하는 제어로직에 따라 즉각적으로 출력을 공급함을 알 수 있다.

3.2 연료전지 적정 운전범위 선정

연료전지는 고출력에서 장시간 작동됨에 따른 시스템 shutdown이 발생하므로 연료전지 출력은 최대 150 W이하에서 작동하도록 소프트웨어적으로 재설정하였다. 이전 지상통합시험과 동일한 조건(시험장소, 사용된 추진시스템, 프로펠러 구동)에서 배터리는 SOC 78%로 충전된 상태에서 지상통합시험에 사용되었다.

해당조건에서 지상통합시험은 4.7 시간 진행하였으며 그 결과는 Fig. 12와 같다. 전력소모 시나리오는 시험 시작 직후 1분간 800 W를 소모하고

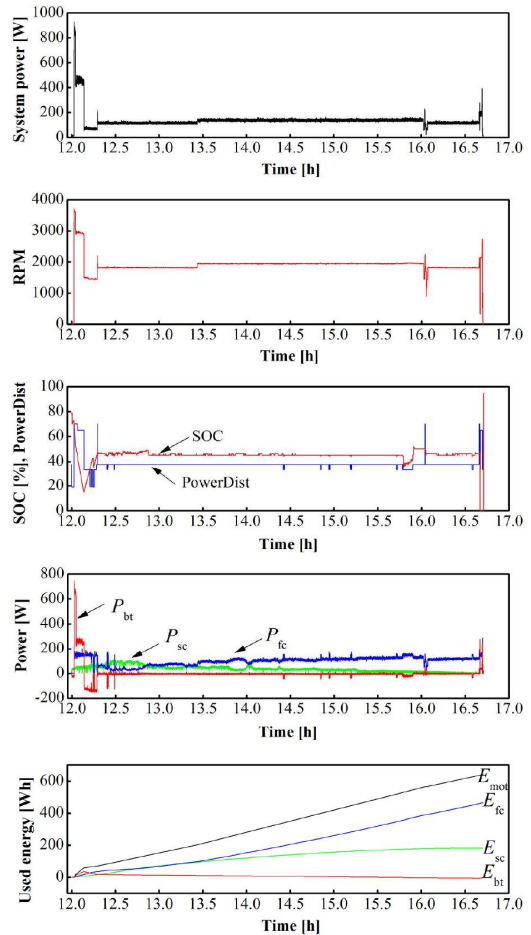


Fig. 12 Ground integrated test ($P_{fc,m}=150\text{ W}$)

(이륙모사) 이후 5분간 400 W를 소모함으로써 (상승모사) 이륙 및 상승을 6분간 모사한 뒤에 이후 100 ~ 130 W를 유지(순항모사)하였다. RPM 값을 명령으로 주어서 동력을 조절하므로 System Power와 RPM은 유사한 프로파일임을 알 수 있다.

이륙 및 상승모사 구간, 순항모사 구간에서의 각 전력원별 출력변동은 이전 시험과 유사한 경향을 보이며, 동력분배 상황 및 전력제어로직에 따른 각 전력원별 출력은 추진요구전력을 성공적으로 공급함을 확인할 수 있다.

총 4.7시간 수행된 시험에서 전체 사용에너지는 총 644.3 Wh이며 연료전지, 태양전지, 배터리 순으로 각각 465.5 Wh (72.3%), 182.3 Wh (28.3%), -3.5 Wh (-0.5%) 의 에너지를 공급하였다. 배터리의 사용에너지 값인 -3.5 Wh는 배터리 충전에 사용되었다.

지상통합시험에서 연료전지 자체의 출력 및

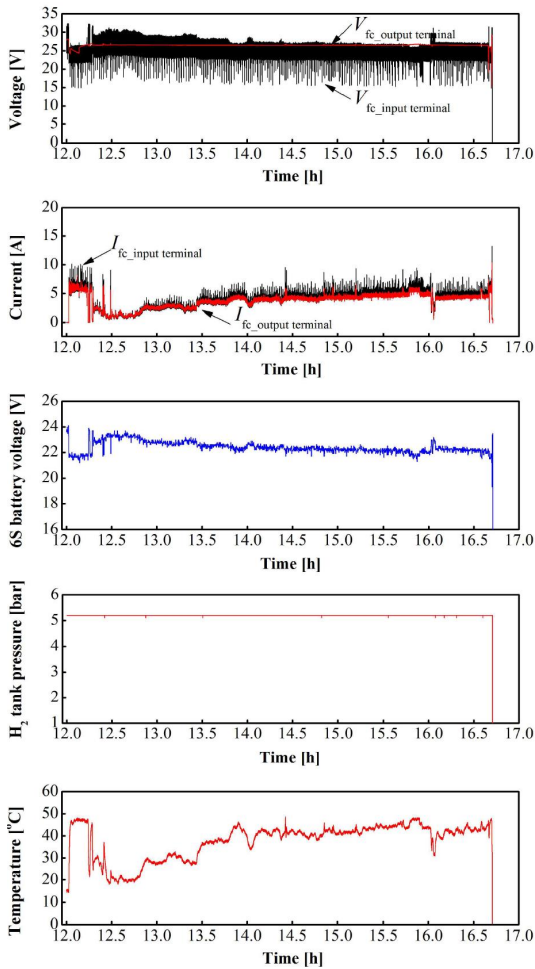


Fig. 13. Fuel cell characteristics at $P_{fc,m}=150W$

상태특성변동은 Fig. 13과 같다. 시험 중 연료전지용 소형 배터리의 전압은 21.2 V 이상을 유지하였으며, 연료전지용 수소 가압탱크의 압력과 연료전지 스택의 온도 역시 적정 범위 이내임을 확인하였다. 1차 시험에서는 순항모사 구간에서 추진요구전력이 200 W였으며, 급기동 모사구간이 포함되어있었다. 그러나 2차 시험에서 추진요구전력은 100 ~ 130 W로 1차 시험에 비해 낮으며 급기동 모사구간이 포함되지 않았다. 따라서 연료전지용 소형 배터리의 과방전으로 인한 시스템 shutdown이 발생하지 않았다. EAV-2는 순항 200 W급 무인기이며 비행 중 언제나 급기동 모사구간과 같이 고출력이 필요한 영역이 발생하며 이에 따른 배터리의 과방전을 피하고자 연료전지 최대출력은 150W로 최종 설정하였다.

연료전지 최대 출력제한값인 150W는 연료전지 시스템 전압이 24V 이상일때의 값이므로 6직

렬 소형배터리의 전력을 사용하지 않는 영역이다. 따라서 급기동 모사를 포함하지 않아도 앞선 시험과 같은 6직렬 소형배터리의 과방전을 발생하지 않음을 예측할 수 있다.

III. 결 론

연구대상인 전기동력무인기는 순항 200 W급 최대 출력 1.0 kW급으로 태양전지, 연료전지, 배터리를 사용하여 추진요구전력을 공급한다. 본 연구에서는 EAV-2용 하이브리드 시스템에서 각 전력원의 출력을 전력 상황에 따라 개별적으로 제어할 수 있는 능동전력제어 방식을 적용하였다.

각 전력원별 출력은 전력제어장치에 의해 추진요구전력 및 SOC의 크기에 따라 능동적으로 제어됨을 확인하였으며, 최대출력 제한에 따른 연료전지 시스템의 출력 및 상태특성변동을 확인할 수 있었다.

연료전지는 최대출력을 200 W로 제한할 경우 연료전지 시스템용 6직렬 소형 배터리의 과방전에 의해 시험 중 시스템의 자동정지가 발생함을 확인할 수 있었다 이는 연료전지 시스템 전압이 24V 이하로 떨어지면 6직렬 소형 배터리의 방전이 동시에 일어나면서 고출력을 공급하므로 발생하는 현상이며 소형 배터리의 과방전을 피하기 위해 연료전지 시스템 전압이 24V 이상일때의 출력인 150W를 최대 출력값으로 설정하는 것이 적절함을 확인하였다.

연료전지는 상용품중에서 경량화된 제품으로 무인기용으로 사용이 적합하나, 본 연구를 통해 연료전지용 6직렬 배터리팩은 적정 운전전압범위 이내에서 사용해야 함을 알 수 있다. 향후 메인 배터리만을 사용한 보다 효율적인 전력구성이 가능하도록 전력제어장치를 보완할 예정이다.

References

- 1) Sehra, A. K., and Woodrow, W. J., "Propulsion and power for 21st century aviation," *Progress in Aerospace Science*, Vol. 2004, pp.199~235.
- 2) Brandt, S. A., and Gilliam, F. T., "Design Analysis Methodology for Solar-Powered Aircraft," *Journal of Aircraft*, 1995, Vol. 32, pp. 703~709.
- 3) Ed Herlik et al. "UAVs for Commercial

Applications Global Market & Technologies Outlook 2011-2016," *Market Info Group LLC*, 2010, 243 pages.

4) Lee, B. H., Park, P., Kim, C., Yang, S., and Ahn, S., "Power Characteristic Variation Simulation of Hybrid Electric Propulsion System for Small UAV," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2011, Vol. 39, pp.1052-1059.

5) Lee, B., Kwon, S., Park, P., and Kim, K., "Active Power Management System for an

Unmanned Aerial Vehicle Powered by Solar Cells, a Fuel Cell, and Batteries," *IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 50, 2014, pp.3169~3179.

6) Dries, V., Andrew, G., Dylan, D.C., and Jennifer, L. P., "Experimental Investigation of the Role of the Battery in the AeroStack Hybrid, Fuel-cell-based Propulsion System for Small Unmanned Aircraft Systems," *International Journal of Hydrogen Energy*, Vol. 40, 2015, pp.1598~1606.