

하이브리드 전기추진 시스템 지상통합시험

이보화* · 김영문* · 박부민* · 김근배* · 차봉준*

Ground Integrated Test for the Hybrid Electric Propulsion System

Bohwa Lee* · Youngmun Kim* · Poomin Park* · Keunbae Kim* · Bongjun Cha*

ABSTRACT

EAV-2, which has a solar cell, fuel cell and battery as its power sources, is under development by KARI. Electric power sources are selected through voltage matching without power converter and controller and tested. The ground integrated test for integrated system is performed during 5 hr. it is confirmed that battery's power response is faster than other power sources at starting and transient condition, fuel cell and solar cell are a major electrical power during cruise condition. It is revealed that the used energy portions of fuel cell, solar cell and battery are 68%, 29%, 2.5% respectively.

초 록

개발 중인 중형 전기추진 무인기는 전력원으로 태양전지, 연료전지, 이차전지를 사용한다. 전력변환기 및 컨버터를 없이 전압 매칭을 통해 전력원을 선정하고 단품시험을 수행하였다. 여러 종류의 전력원을 통합하여 사용함에 따른 각 전력원 별 특성파악 및 에너지 사용 비율을 정량적으로 평가하기 위해 5시간 지상통합시험을 수행하였다. 그 결과 배터리는 시동 및 과도상태에서 다른 동력원에 비해 빠른 출력반응을 보였으며, 연료전지와 태양전지는 순항영역에서 주 전력 공급원의 역할을 수행함을 확인하였다. 사용한 에너지 비율은 연료전지, 태양전지, 배터리가 각각 68%, 29%, 2.5%임을 알 수 있었다.

Key Words: Electric Propulsion Vehicle(전기추진비행기), Solar cell(태양전지), Fuel cell(연료전지), Battery(배터리), Simulation(시뮬레이션), Ground Integrated test(지상통합시험)

1. 서 론

전기추진비행기란 기존의 왕복동 엔진이나 가

스터빈 엔진을 주 동력원으로 사용하는 추진방식에서 연료전지, 태양전지, 배터리, 커패시터 등과 같은 전력원으로부터 얻은 전력으로 전기모터를 구동하여 추진력을 얻는 방식의 항공기이다. 연료전지, 배터리를 비롯한 각종 전력원의 고성능화와 경량화가 이루어지면서 전기추진을

* 한국항공우주연구원 항공추진기관팀

† 교신저자, E-mail: bhlee@kari.re.kr

유/무인기의 전력원으로 사용하기 위한 많은 연구들이 산업체, 학교, 연구소등에서 활발히 진행되고 있다.

본 연구에서는 항우연에서 개발 중인 중형 전기추진 무인기(EAV-2: Electric Aerial Vehicle-2)의 전기추진 시스템을 연구 대상으로 하였다. EAV-2는 무게 18 kg, 날개 길이 6.4 m급의 저속 장기 체공형 무인비행기로 태양전지, 연료전지, 배터리를 주 전력원으로 사용한다[1]. 각 전력원의 특징을 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. 연료전지는 외부 환경 변화의 영향이 적고 에너지 밀도가 높아 장시간 안정적으로 전력을 내보낼 수 있으나 비행기 내부에 연료를 탑재하므로 항공기 중량에 영향을 미친다. 배터리의 경우 출력 밀도가 높아 이륙이나 급 기동시 필요한 높은 출력을 공급할 수 있고 시스템 전압을 안정화시키는 역할을 하지만 연료전지와 마찬가지로 유한한 충전 용량을 가진다[2].




이와 같이 각 전력원은 성능 특성 및 역할이 서로 다르기 때문에 이를 통합하여 탑재용 추진 시스템으로 구성하기 전, 각 전력원 별 특성 파악 및 전체 에너지 사용비율에 대한 정량적인 분석이 선행되어야 한다. 이를 위해 본 연구에서는 EAV-2용 전력원별 제품 선정 및 단품 시험을 수행하고 특정 비행 프로파일에 대하여 전력원 지상통합시험을 수행하여 시스템 차원에서의 구동 특성 파악 및 에너지 사용 비율에 대한 분석을 수행하였다.

2. 전력원 선정 및 지상 단품 시험

EAV-2는 공력 해석으로부터 구한 순항 추진 동력은 400 W이며 최대 출력은 1.0 kW이다. 이러한 추진요구전력을 공급하기 위해 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,

Table 1. Electric Power Sources

Power Source	Picture	Manufacturer/ Model
Battery		Enerland/ PQ4550XQ
Fuel cell		Horizon/ H500
Solar cell		Sunpower/ C60

각 구성품들의 운용 영역의 전압은 서로 매칭(matching)이 되어야 한다. 버스의 전압은 전력의 레저보어(reservoir) 역할을 하는 배터리의 상태가 결정하게 된다. 본 연구에서 사용한 배터리는 리튬 폴리머 전지로, 단전지의 노미널 전압은 3.7 V이다. 배터리와 태양전지는 비교적 제작이 쉬우나, 비행기에 적당한 경량의 연료전지는 제작이 어려우므로 상용품을 선정하였다. 따라서 배터리의 전압은 연료전지를 기준으로 결정하였다. 배터리는 단전지를 7직렬로 구성하여 25.9 V의 노미널 전압(nominal voltage)을 가진다. 여기에 맞춰서 태양전지의 직렬 개수를 정하여 태양전지의 전압을 매칭하였다. 선정된 각 전력원 별 제작사 및 모델명은 Table 1과 같다.

2.1 배터리

EAV-2에 사용하고자 하는 배터리 팩은 리튬 폴리머 타입으로, 큰 순간 출력을 낼 수 있도록 30 C의 높은 방전율을 가지는 단전지를 사용하였다. 5, 10, 20, 30 A에서 방전 시험한 결과는 Fig. 1과 같다. 2, 5 A로 충전 시험한 결과는 Fig. 2와 같다. Fig. 2에서 5시간 동안 수행한 전력원 지상통합시험 결과 배터리 운전 전압범위는 23.0 ~ 29.5 V임을 확인하였다.

2.2 태양전지

EAV-2의 날개 면적은 1.98 m²이나, 큰 리딩엣

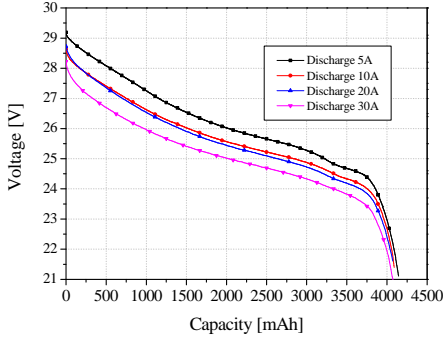


Fig. 1 Battery Discharge Performance

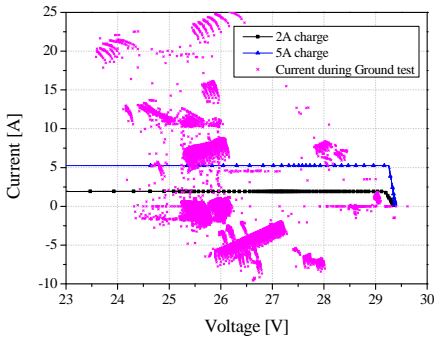


Fig. 2 Performance curves of Battery

지 부분과 조종면을 제외하고 부착되므로, 실제 태양전지가 부착되는 실 면적은 1.17 m²이다. 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, 이

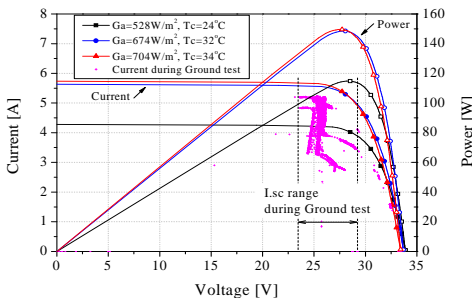


Fig. 3 Performance curves of Solar cell

를 병렬로 연결하여 사용하였다. 태양전지의 출력은 Fig. 3과 같으며 태양광 강도와 셀 표면온도에 따라 전류와 전압의 크기가 달라지며 출력 측에 걸리는 부하 전압이 높아지더라도 어느 지점까지는 전류가 거의 일정하게 유지되는 운전 특성을 보이다가 어느 한계전압 이상이 되면 전류가 감소한다. 이때, 전력은 전압과 전류의 곱이므로 같은 광량 조건에서도 부하전압에 따라 출력 전력은 달라지며, 최대 전력이 나오는 점이 Maximum Power Point (MPP)이다.

5시간 동안 수행한 전력원 이상통합시험 결과 태양전지의 전류는 23.7 ~ 29.2 V 범위에서 운전되며 평균 전압은 25.7 V이다. 이는 MPP 평균 전압인 28.0 V보다 낮아 태양전지의 전력이 시험 내내 최대 운전 점에서 출력되지 않았지만 배터리의 운전범위와 일치함을 확인할 수 있다.

2.3 연료전지

이상통합시험을 위해 선정된 H500제품은 PEM형 연료전지로 가압된 수소통으로부터 직접 수소를 공급받으며 공기 공급이 팬에 의해 MEA상에 가공된 다공성 유로를 통해 공급된다. H500 연료전지는 Fig. 4와 같이 단락회로(Short circuit) 기능이 10초마다 작동하여 자체 가습을 통해 연료전지 스택의 효율을 증가시키는 역할을 하지만 단락회로 동안에 스택 출력은 0이 된다. Dead-end-type이므로 Short circuit이 작동 후 5초마다 퍼지 하므로 그때마다 수소 유량의 급격한 변화가 발생함을 알 수 있다. 연료전지의

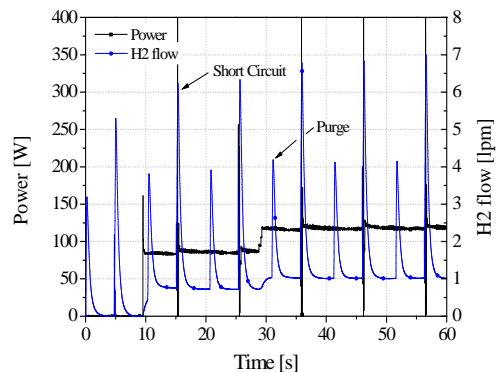


Fig. 4 Dynamic characteristic of H500 fuel cell

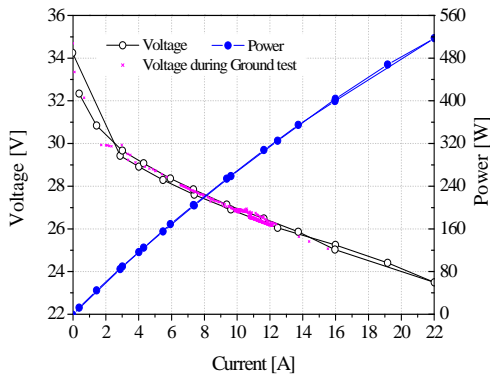


Fig. 5 Performance curves of H500 Fuel cell

I-V 커브(전류-전압 커브)는 퍼지 직전의 값을 사용하였으며 최대 520 W임을 Fig. 5를 통해 알 수 있다. Fig. 5에서 5시간 동안 수행한 전력원 지상통합시험 결과 연료전지의 주 운전 전압 범위는 25.0 ~ 30.0 V였으며 배터리의 운전범위와 일치함을 확인할 수 있다.

3. 전력원 지상 통합시험 결과

전력원 지상통합시험을 위해 각 전력원을 로드뱅크에 결선한 개략도는 Fig. 6과 같다. H500 연료전지는 단락회로일 때마다 발생하는 배터리로부터의 전압 역류를 방지하기 위해 다이오드를 달았으며 Table 2와 같은 비행시나리오를 적용하였다. 2011년 11월 1일자에 5시간 동안 각 전력원의 출력 특성은 Fig. 7과 같다. 태양광 강도 및 셀 표면 온도는 각각 최대 640 W, 35°C였

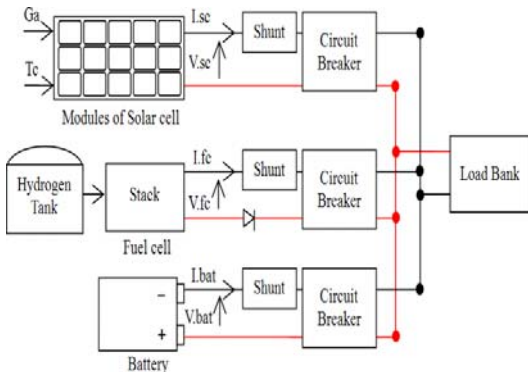


Fig. 6 Schematic diagram of Ground Test

Table 2 Flight profile

Time	Power(duration)	Condition
10:00	50 W (120 sec) 200 W (120 sec) 400 W (60 sec) 200 W (60 sec)	Idle
10:06	1,000 W (60 sec) 800 W (60 sec) 600 W (480 sec)	이륙 상승
10:16	400 W (2 hr. 36 m)	순항
12:54	400 W에서 200W식 증가 감소 (20 sec)	천이상태 시험
14:51	200 W (10 m)	하강

으며 맑은 날씨로 구름에 의해 태양광의 반사 및 산란 효과가 낮아 시험 시간 동안 태양전지의 전력은 큰 변동이 없으며, 태양광이 있는 상태에서 태양전지 전력이 출력되는 대로 사용하므로 시스템 파워의 변동을 따라가지 않는다. 5시간 시험한 결과 각 전력원이 사용한 에너지 비율은 Table 3과 같다. 연료전지에서 사용한 에너지 비율은 전체 68.38 %였으며 Fig. 7을 통해 순항시간동안 주 전력 공급원의 역할을 수행함을 확인하였다. 시험시간 동안 사용한 수소량은 79.16 g이었다. 배터리의 경우 사용한 에너지 비

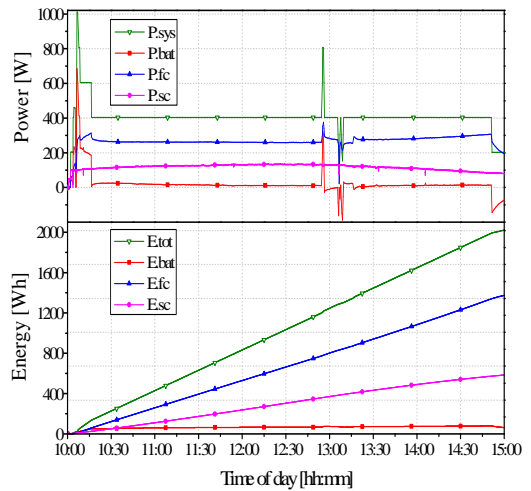


Fig. 7 Components Power and Used Energy during Whole Ground Test

Table 3. Rate of Used Energy

Power Source	Total Used Energy (Wh)	Energy Portion (%)
Battery	51.56	2.53
Fuel cell	1,394.21	68.38
Solar cell	593.29	29.10

율은 2.53 %로 다른 전력원에 비해 낮으나 Fig. 7을 통해 이륙과 급상승과 같은 천이 영역에서 다른 전력원에 비해 높은 출력으로 에너지 부족분을 보완하고, 하강과 같이 다른 전력원의 출력으로 충전함을 알 수 있다. Fig. 8을 통해 천이 영역에서 시스템 전압 및 배터리 SOC(State-Of-Charge)의 변화를 확인할 수 있으며 높은 출력이 필요한 10시 ~ 10시 16분, 12시 54분 ~ 12시 58분 사이에서 SOC가 각각 50 %, 10 % 감소하였음을 알 수 있다.

4. 결 론

본 연구에서는 주 전력원으로 태양전지, 연료전지, 배터리를 사용하는 중형 전기추진 무인기의 전기추진 시스템을 연구 대상으로 하였다. 각 전력원은 성능 특성 및 역할이 서로 다르기 때문에 이를 통합하여 탑재용 추진시스템으로 구성하기 전, 각 전력원 별 특성 파악 및 전체 에너지 사용비율에 대한 정량적인 분석이 선행되어야 한다. 전력원별 제품 선정 및 단품 시험을 수행하고 특정 비행 프로파일에 대하여 전력원 지상통합시험을 5시간에 걸쳐 수행하여 시스템 차원에서의 구동 특성 파악 및 에너지 사용 비율에 대한 분석하였다. 그 결과 태양광이 있는 상태에서 태양전지 전력은 출력되는 대로 사용되었고 연료전지는 순항시간동안 주 전력 공급원의 역할을 수행함으로써 전체 에너지 비율에서 68.38 %를 차지하였다. 배터리는 사용한 에너지 비율이 2.53 %로 다른 전력원에 비해 낮으나 순간 대 출력이 필요한 시점에서 다른 전력원에 비해 빠른 속도로 높은 출력을 공급함을 알 수 있었

다. 지상통합시험으로부터 전압매칭을 통한 전력원 선정 및 5시간 운전동안 전력공급이 충분함을

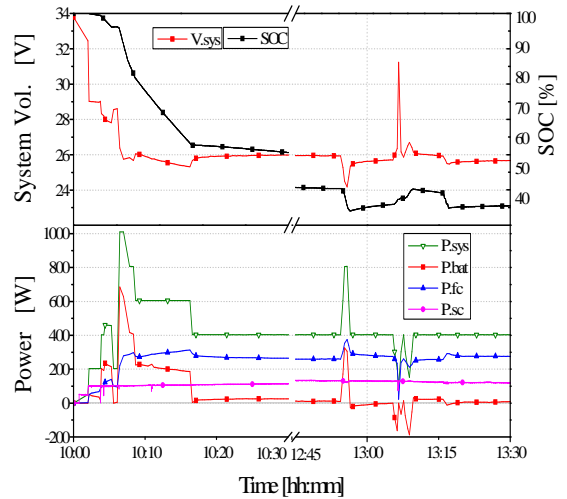


Fig. 8 Transient characteristics of Electric power sources 알 수 있었다.

참 고 문 헌

1. 이보화, 박부민, 김춘택, 양수석, 안석민, “소형 무인기용 하이브리드 전기추진시스템 전력 특성변화 시뮬레이션,” 항공우주공학회지 제 39권 11호, 2011
2. 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, No.3, May/June pp. 917 - 924, 2004