

Technical Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2013.17.4.049>

전기동력 무인기용 하이브리드 추진시스템 비행시험

박부민^{a,*} · 김근배^a · 차봉준^a

Flight Test of Hybrid Propulsion System for Electrically Powered UAV

Poomin Park^{a,*} · Keunbae Kim^a · Bongjun Cha^a

^a*AeroPropulsion System Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea*

^{*}*Corresponding author. E-mail: ppm@kari.re.kr*

ABSTRACT

This paper deals with the flight test of propulsion system of middle size electrically powered UAV (EAV2, Electric Aerial Vehicle 2) which is under development in KARI. EAV2 is low speed endurance type UAV whose wing span is 6.9 m, and weight is 18 kg. The UAV has flown for 22 hours in June of 2012. The flight test result showed that the propulsion system worked well supplying power for any circumstances during the test flight. Each power source worked according to the design purpose.

초 록

한국항공우주연구원 (이하 항우연)에서 개발중인 중형 전기동력 무인기 EAV2의 추진시스템에 대한 비행시험결과에 대하여 기술 하였다. EAV2는 날개 길이 6.9 m, 무게 18 kg의 저속 장기 체공형 무인기이다. 전기 동력원으로는 태양전지, 연료전지, 배터리의 세 가지를 동시에 사용한다. EAV2는 2012년 6월에 22시간 이상 체공 비행에 성공하였다. 시험 결과, 전기추진 시스템은 비행 중 일어나는 여러 상황에서 필요한 동력을 성공적으로 공급하였으며, 각 동력원들은 설계된 목적에 부합하게 작동되었다.

Key Words: Electric Propulsion(전기추진), Solar Cell(태양전지), Fuel Cell(연료전지), Secondary Cell(2차전지), Flight Test(비행시험)

1. 서 론

국의 및 국내에서 장기체공형 전기동력 유/무

인기에 대한 연구가 활발해지고 있으며, 2010년에 태양전지 무인기 Zephyr 는 성층권에서 2주 체공 기록을 수립한 바 있다. 한국항공우주연구원(이하 항우연)에서도 전기동력 무인기에 대하여 연구를 활발히 수행중이다[1,2].

장기 체공 무인기는 유인기를 대신하여 장시간 체공하면서 환경/재난 감시등에 활용가능하다. 또한, 태양전지 등의 친환경 동력원을 이용

Received 29 November 2012 / Revised 5 March 2013 / Accepted 14 March 2013
Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548 / <http://journal.kspe.org>
[이 논문은 한국추진공학회 2012년도 추계학술대회(2012. 11. 22-23, 여수 디오션리조트) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]



Fig. 1 EAV2 electric powered UAV in flight.

한 반영구 체공을 목표로 한 연구들도 수행되고 있는데, 이 경우 발사에 많은 비용이 드는 인공 위성을 대체하여 통신 중계, 지상 감시 등을 수행 가능하다.

항우연에서는 2010년에 연료전지를 주 동력원으로 하는 소형 전기동력 무인기(EAV1)로 4.5시간 체공시험에 성공하였으며, 후속기인 중형 전기동력 무인기(EAV2)의 개발을 수행중이다[3].

중형 전기동력 무인기 EAV2는 날개길이 6.9 m, 무게 18 kg의 무인기이며, 순항속도 12.1 m/s 의 저속 장기 체공형으로, Payload로는 감시카메라가 장착되어있어 지상 관측 및 감시 등에 활용 가능하다. 이 비행기는 자체 항법컴퓨터(FCS, Flight Control Computer)가 탑재되어 GCS (Ground Control Station) 으로부터 임무가 주어지면 스스로 조종하여 비행을 수행한다.

이 무인기의 추진 시스템은 친환경적인 동력원들을 사용하는데, 태양전지, 연료전지, 배터리의 세 가지를 하이브리드로 사용한다. 다양한 동력원을 사용하므로 기존의 전기 동력 비행기에 비하여 효율적인 운용이 가능하다.

전기동력 비행기의 추진 시스템 대해 각 동력원 및 모터, 모터제어기 등에 대한 구성품 시험과 시뮬레이션, 지상 통합시험이 사전에 수행되었으며[4,5]. 이후 2011년 말부터 비행 시험을 시작하여, 2012년 6월 21일에 22시간 13분 체공을 달성하였다. 이는 국내 무인기중 최장기 체공 기록이다.

2. 전기추진 시스템

EAV2의 전기추진 시스템은 추력계통과 전력계통으로 나뉜다. 추력계통은 프로펠러, 모터, 모터제어기로 이루어지며, 전력계통은 전력원인 태양전지, 연료전지, 배터리로 이루어진다. 태양전지는 무상 에너지인 태양광으로부터 전력을 얻어서 탑재된 연료의 절감을 위해서 사용되며, 연료전지는 태양이 없는 야간 비행을 위한 것이다. 또한, 배터리는 전력의 Reservoir 로써 전압 안정화 뿐 아니라, 상승시 등 큰 전력이 필요할 때 전력을 공급해주는 역할 및 태양이 충분한 경우에 여유 전력을 축적하는 역할을 한다.

태양전지는 Fig. 1에서 보는 것과 같이 날개에 설치되었다. 결정질 실리콘 태양전지이며, 전압 매칭을 위하여 원판을 절반으로 잘라서 52 직렬로 연결한 스트링이 날개에 3개 설치 되었다. 연료전지는 PEM 타입이며, 항공용으로 경량으로 설계된 제품이다. 연료인 수소는 화학적인 방법으로 생성되어 공급되는데, 실제 비행에서 가장 문제가 많았던 부분이 수소발생기 부분이었다. 배터리팩은 3 Ah 용량의 18650 원통형 Li-Ion 전지를 사용하여 제작하였으며, 이를 7직렬 6병렬로 연결하고 BMS 를 설치하여 팩을 제작하였다.

EAV2의 순항 동력은 184 W이며, 최대 동력은 1 kW 이다. 프로펠러는 상용 21" 프로펠러들을 대상으로 하여 풍동 시험을 거쳐서 선정하였으며, 탑재된 모터는 AXI 사의 모터이다. 저속 장기체공형 임을 고려하여, 큰 프로펠러를 사용하여 저속으로 운용하였는데, 이 때문에 같은 추력에서 모터에 걸리는 토크가 커지게 된다. 때문에 모터는 전력보다는 토크를 기준으로 선정하였다. 선정된 모터는 2.5 kW 급으로 출력기준으로는 기체의 최대출력에 비하여 충분히 크다. 때문에 모터가 모형기에 쓰는 등급이긴 하나, 지상에서 수행된 장시간 내구성 시험에서도 온도 이상 상승 같은 문제는 발생하지 않았다.

전력계통의 연결은 Fig. 2에 나타나 있는 것과 같이 굵은 선으로 표시된 전력 버스에 특별한 전력 변환기 없이 각 전력원들이 직결된다. 따라

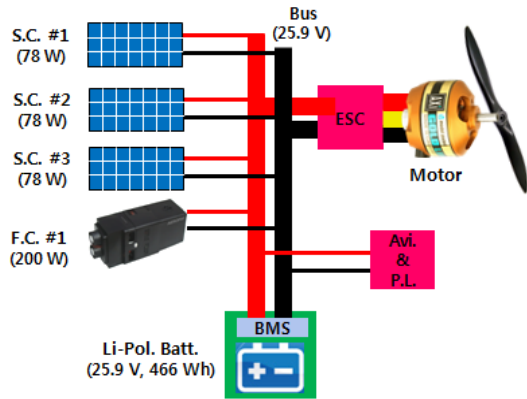


Fig. 2 EAV2 propulsion system.

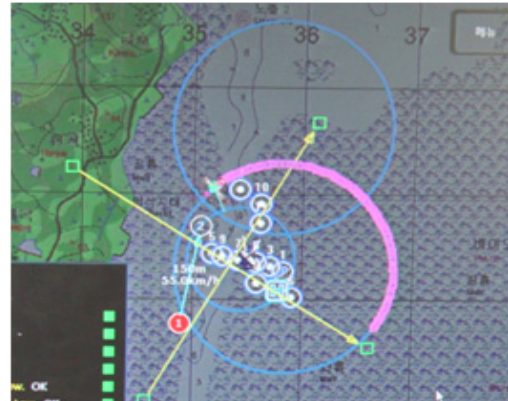


Fig. 3 Flight trajectory on GCS monitor.

서 별도의 전력원 제어 없이 모터 요구전력 및 각 동력원의 운전 특성에 따라 정해지는 버스의 전압에 따라 운전되는 방식이다.

모터 및 항법장치 (FCS), Payload는 버스로부터 전력을 공급받는다. 모터 전단에는 비행제어 컴퓨터로부터 제어되는 모터 컨트롤러가 (ESC) 설치되어있다.

그림에 표시되어있지는 않으나, 태양전지 출력단에는 야간에 버스로부터 태양전지의 역전류 손실을 방지하기 위한 다이오드가 설치되어있다.

각 전력원들과 버스 사이에 전력 변환기가 설치되어 능동적으로 전력원들을 제어하는 능동전력제어 (Active Power Management) 방식과 구분하기 위하여 이와 같이 전력 버스에 직결하는 방식을 수동전력제어 (Passive Power Management) 방식으로 지칭하였다.

본 비행 시험은 Passive 전력 시스템이 적용되었으나, 전력 제어를 통하여 효율을 향상시키기 위하여 능동제어에 대한 연구도 같이 수행되고 있다.

EAV2의 전기추진 시스템은 전력 시스템 설계 후 구성품 성능시험으로부터 파악된 성능 맵을 이용한 통합 시뮬레이션을 통하여 검증을 수행하여 설계 개념 확인 및 최적화를 수행하였고, 지상 통합시험을 거쳐서 하드웨어적으로 성능을 확인하였으며, 최종적으로 본 비행시험을 통하여 실제 기체에서 운용 중의 성능을 확인하였다.

3. 비행시험 개요

EAV2의 비행시험은 6월 21일 오후8시 54분에 야간 이륙으로 시작하였다. 6월 21일은 하지로, 이 전후가 태양전지의 출력이 제일 큰 기간이어서 비행일로 선정하였다.

장기체공을 위하여 랜딩기어가 없는 관계로 기체는 자동차에 탑재된 런처를 이용하여 이륙시켰다. 이륙후 목표 고도에 도달한 뒤 비행체는 지정한 점을 중심으로 약 1 km 정도의 반경으로 선회를 지속하였다. (Fig. 3 참조) 선회 비행 시 기체는 고도 및 속도를 유지하기 위해 트로틀 값을 조절하므로, 비행중 동력소모는 일정하지 않고 바람 등 주위 환경에 따라 지속적으로 변화한다.

이륙 후 다음날 오전 6시까지의 배터리와 연료전지를 이용하여 비행하였고, 오전 6시 이후에는 태양전지를 주로 사용하였다. 다음날 12시 41분에 연료전지가 연료인 수소 공급시스템의 고장으로 정지하였으며, 연료전지의 정지에도 불구하고 배터리와 태양전지만으로 순조롭게 비행을 지속하였다.

오후 2시 이후로 구름이 많은 날씨가 지속되어 태양전지의 출력이 저하되었고, 이에 따라 탑재된 배터리의 에너지를 과다하게 사용하여, 배터리의 용량 소진으로 인해 22일 오후 7시 7분에 착륙하였다.

4. 전기추진 시스템 비행시험 결과

기체에서 측정되는 값은 총 소모전류 (모터 + FCS + Payload) 와 배터리 전류이다. 연료전지의 경우 비행시험 중에 통신이 두절되는 문제가 발생하여 전류를 직접 측정하지 못하였으나, 지상시험에서 측정된 I-V 커브로부터 전류를 역산하였다. 태양전지의 출력전류는 총 소모전류에서 배터리와 연료전지의 출력값을 빼서 계산하였다. 탑재 장비의 전류 측정에 비해 배터리의 전류 통신값이 반응속도가 느려서 이륙시 등 급격한 전류 변화시에 이 오차가 태양전지 전류값에 나타난다.

4.1 전체 비행에 대한 추진 시스템 성능

전체 비행에 대한 각 전력 시스템의 전류 출력 및 에너지 소모는 Fig. 4 와 같다. 평균 소모 전력은 145 W이며, 이중 비행 동력은 125 W 로 설계 동력보다 아주 낮은 값을 보였다. 20 W 는 비행제어 컴퓨터 및 Payload의 소모전력이다. 비행 동력이 설계 소요동력인 184 W 보다 많이 낮은 이유는 비행 동력을 줄이기 위하여 실제 속도를 설계 값보다 더 낮은 속도로 비행한 것이 주원인이며, 아울러 공력설계의 마진이 설계 소요동력에 더해지기 때문이다. 비행속도는 스톱 속도 대비 충분한 마진을 가진다.

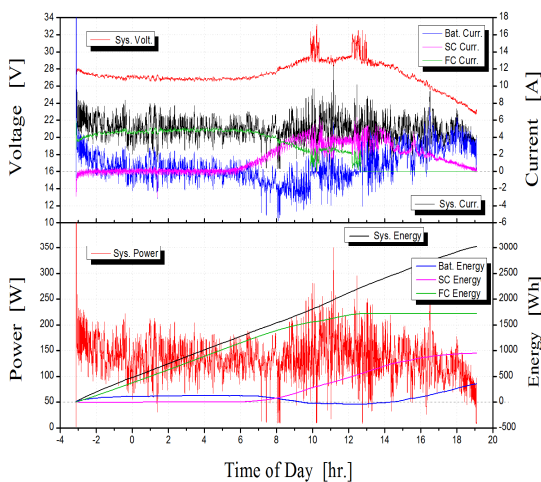


Fig. 4 Performance of power sources during the flight.

비행 모드가 트로틀을 일정하게 유지하면서 비행하는 것이 아니라, 속도 및 고도를 유지하기 위해서 트로틀을 조정하는 모드이므로 비행중 총 전력의 섭동이 큼을 볼 수 있다. 이러한 섭동은 배터리 전류에도 그대로 나타나는데, 이로부터 순간적인 소모전력의 변화는 배터리가 커버함을 알 수 있다.

밤 9시 (Fig. 4 가로축의 -3시) 에 이륙하여 아침 6시까지 야간에는 연료전지를 주로 사용함을 볼 수 있다. 특히, 초기에는 배터리가 거의 만충 상태로 탑재되었으므로 전압이 높은 관계로 배터리에서 많은 전류가 나오나, 24시 이후로는 어느 정도 안정되어 0 A 부근에서 충방전을 반복함을 볼 수 있다. 이 상태에서는 연료전지의 출력만으로 기체가 비행하게 되므로, 연료전지의 출력과 총 소모전류의 평균값이 일치한다. 시스템의 전압은 배터리의 상태에 의해서 정해지는데, 배터리가 안정해 지므로 전압도 약 26.5 V 정도에서 안정화 되었다.

아침 6시 이후로는 태양전지 출력이 발생하기 시작하는데, 이로 인해 배터리의 전류가 음의 값으로 되면서 충전이 시작되어 시스템 전압도 상승한다. 이에 따라 연료전지의 출력도 줄어든다.

태양전지의 출력이 높아서 여유전력이 충분한 관계로 오전 10시 경에 이미 배터리는 만충 상태에 도달하였다. 오전 10시 경부터 시작되는 전압 피크는 배터리가 과전압 차단에 들어가는 순간 버스전압에 점프가 발생하기 때문이다. 이때 배터리 충전이 차단되므로 태양전지와 연료전지의 출력이 급감함을 볼 수 있다.

탑재된 연료전지의 수소 발생기가 저출력 상태에서 오래 사용 시 문제가 발생하는 타입이었는데, 12시 40분경에 결국 연료전지가 정지하였다. 연료전지가 정지하였음에도 전력 공급은 원활하게 유지 되었다.

이후 오후 2시 경부터 오전과 달리 구름이 심하게 끼었고, 연료전지도 작동하지 않으므로 부족한 동력을 배터리에서 공급하게 되면서 배터리의 에너지 사용량이 늘어나 용량 소진으로 오후 7시 7분에 착륙하였다.

Table 1은 각 전력원별 에너지 발생량을 보여

준다. 중간에 정지하긴 했으나, 야간에 거의 단독으로 사용된 연료전지의 사용량이 가장 많다. 배터리는 용량이 한정되어 있으므로 사용량이 가장 작다. 배터리는 비행 시작시 완전한 만충전은 아니었는데, 낮 1시에 충전 차단이 발생한 점을 만충전 기준으로 잡으면 406 Wh 를 사용하였으며, 이 값은 표시 용량인 466 Wh 의 87%로 착륙 시 잔여 용량은 13% 였다.

4.2 이륙시 추진시스템 성능

Fig. 5는 가장 동력 소모가 큰 이륙시의 (5분간) 추진시스템 상황을 보여준다. 참고로, 태양전지 전류에 나타나는 섭동은 기체에서 수행되는 총전류 측정과 배터리 전류값의 전송 시간차에 의한 오차이다. 야간이므로 태양전지 출력은 0 A 이다.

이륙시의 동력은 설계 최대 동력인 1,000 W 이다. 이때 태양전지의 출력은 없으며, 연료전지

Table 1. Generated energy of power sources (wh).

Total	Power Source		
	Fuel Cell	Solar Cell	Batt.
3,220	1,775	1,068	377
100%	55%	33%	12%

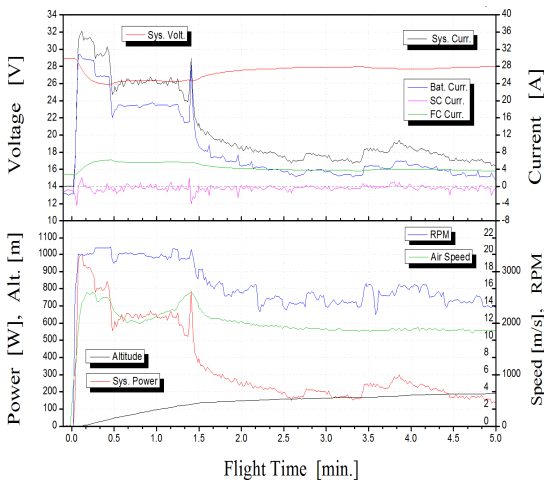


Fig. 5 Performance of propulsion sys. at take-off.

가 가동되고 있으나 100 ~ 150 W 정도의 출력으로 운전되므로, 대부분의 요구 동력은 배터리가 공급함을 볼 수 있다. 이후 동력의 변동이 발생하는 경우에도 직접적으로 변동 하는 것은 배터리 전류임을 볼 수 있다. 이러한 특성은 이전에 수행한 지상 통합 하드웨어 시뮬레이션 결과와 일치하는 경향이다[5].

초기 30초간 1,000 W 로 급상승후 600 W 로 1분간 상승하고, 이후 200 W 정도로 약 40분에 걸쳐서 500 m 고도까지 상승하였다. 초기 30초간의 상승률은 2 m/s 이상으로 체계 요구 성능인 1 m/s를 훨씬 상회하였다.

배터리의 급격한 방전으로 시스템 전압이 떨어지면서 연료전지의 출력이 늘어남을 볼 수 있다. 이후 배터리의 방전율이 줄면서 시스템 전압이 회복되어서 연료전지의 출력은 소폭 줄어든다.

4.3 연료전지 정지시 추진시스템 반응

비행 시험중 오후 12시 40분경에 연료전지가 정지하였는데, Fig. 6은 이때의 상황을 보여준다. 그림에서 연료전지의 정지 시점은 비행후 948분경으로, 연료전지의 출력이 갑자기 0으로 떨어짐을 볼 수 있다.

정지 이전의 상황은 Fig. 4에서와 같이 오전 10시부터 배터리의 만충으로 배터리 충전 차단

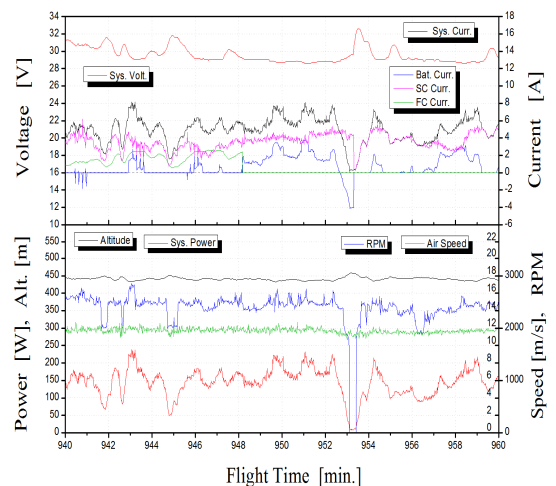


Fig. 6 System response to fuel cell failure.

및 시스템 전압이 32 V 전후로 상승한 상태이다.

Fig. 6에서 연료전지가 정지한 948분 이전에 배터리의 충전 차단으로 배터리 전류가 0 A 로 유지되는 것을 볼 수 있다. 연료전지 정지 순간에 배터리의 차단이 풀리면서 방전을 시작하여 연료전지 출력 만큼의 부족분을 보충함을 볼 수 있다. 배터리의 차단에서 방전으로의 전환은 거의 즉각적으로 이루어져서 전체 소모 동력의 변동은 발생하지 않았다.

2011년 수행된 지상 통합 하드웨어 시뮬레이션에서 구성품의 고장을 모사한 시험도 수행한 바 있는데, 이때의 시험 결과와 거의 유사한 결과를 보여준다.

Fig. 6에서 보이는 특이한 현상으로, 952.5분 경부터 동력의 감소와 고도상승이 동시에 일어난다. 이는 국지적인 상승기류를 만났기 때문에 고도의 상승이 일어나고, 이로 인해 비행제어 컴퓨터가 트로틀 감소 명령을 내렸기 때문으로 생각된다. 심지어 953분 경에는 프로펠러가 약 20 초간 정지하기도 하였다.

소모 동력의 감소에 따라 배터리는 충전으로(-전류) 전환되었으며, 이에 따른 전압의 상승으로 결국 충전 차단이 발생하였다. 태양전지는 동력소모가 줄어든 만큼 배터리 충전을 수행하면서 충전 차단 전까지 일정하게 전류를 출력하나, 배터리가 차단되면서 전류를 소모할 곳이 없으므로 0 A 로 떨어진다. 이때 전압은 태양전지의 Voc (Open Circuit Voltage)로 상승한다.

이후 소모동력이 늘면서 다시 태양전지 출력은 증가하나, 연료전지가 정지한 상태에서 배터리 까지 차단됨으로 인해 소모동력은 태양전지 출력과 동일하게 되어 두 그래프가 겹침을 볼 수 있다.

5. 결 론

중형 전기동력 무인기 EAV2의 추진시스템에 대하여 22시간 13분 동안 비행 시험을 수행하였다. 비행시험 결과, 전기 추진 시스템은 이륙, 순

항 착륙 등 다양한 동력소모 조건과 태양광 상태 등 환경조건에 대해서 성공적으로 기체의 비행에 필요한 추진력 및 체계 요구 전력을 공급하였다.

비행 중 연료전지가 정지하는 비상 상황도 발생하였으나, 배터리 등 타 전력원을 이용하여 문제없이 비행을 지속하였다. 비행시험 전에 수행된 하드웨어 시뮬레이션에서 이러한 일부 전력원 고장 상황에 대해서도 시험한 바 있다.

순항, 이착륙 및 동력원 고장 등 비행 시험 중에 발생한 여러 가지 상황에 대해 추진 시스템은 적절히 동작하였으며, 시스템의 반응은 비행 전 지상에서 수행된 하드웨어 시뮬레이션의 결과와 유사하게 나타났다. 이로부터, 하드웨어 시뮬레이션은 실제 성능을 예측하는데 유용한 방법임을 알 수 있다.

References

1. Kim, S.Y., Lee, C.H. and Kim, D.M., "Development of a small Fuel Cell Electric Aerial Vehicle," *The Korean Society for Aeronautical & Space Science Spring Conference*, pp. 856-859, 2011.
2. Jin, W.J., Lee, Y.G., Kim, C.W., Ahn, S.M. and Lee, D.S., "Computational Analysis of Aerodynamic Performance of a Small-Scale Electric Aerial Vehicle," *The Korean Society for Aeronautical & Space Fall Spring Conference*, pp. 473-476, 2010.
3. Lee, Y.G., Lee, K.M., Ahn, S.M. and Lee, D.S., "Design and test of an electrically powered unmanned aerial vehicle," *5th International Symposium on Fluid Machinery and Fluids Engineering*, 2012.
4. Lee, B.H., Park, P.M., Kim, C.T., Kim, S.Y., Yang, S.S. and Ahn, S.M., "A Electric Power Source Modeling and Simulation for Electric Propulsion Systems of a Fuel Cell Powered Small UAV," *Journal of The Korean*

-
- Society for Aeronautical & Space Science*, Vol. 39, No. 10, 2011.
5. Park, P.M., Lee, K.Y., Hwang, O.S., Kim, Y.M. and Kim, C.T., "Hardware passive power control simulation of hybrid propulsion system for electric propulsion aircraft," *The Korean Society of Propulsion Engineers Fall Conference*, p. 107, 2011.