

장기체공 무인기용 태양전지-연료전지를 활용한 동력원 구성 및 지상시험

박병섭^a · 김현탁^a · 백승관^a · 권세진^{a,*}

Configuration and Ground Tests of Solar Cell and Fuel Cell Powered System for Long Endurance UAV

Byeongseob Park^a · Hyuntak Kim^a · Seungkwan Baek^a · Sejin Kwon^{a,*}

^aDepartment of Aerospace Engineering, Korea Advanced Institute of Science and Technology, Korea

*Corresponding author. E-mail: trumpet@kaist.ac.kr

ABSTRACT

Each of power systems of solar cell and fuel cell were configured and validated for long endurance UAV, as the preliminary research for the integration of power systems. Solar power system consisted of solar modules fabricated by solar cells of Sunpower's C60, commercial solar MPPT controller and Li-po battery, and then was validated. The re-start characteristics of hydrogen production from NaBH_4 hydrolysis was validated for operating the commercial fuel cell. The average voltage drop of Li-po battery in solar power system was -2.9 V/hour. The performance of re-start characteristics of NaBH_4 hydrolysis was stable in sequence mode of mission profile. Each of single systems were satisfied for the proposed mission profile.

초 록

장기체공 무인기용 동력원으로 활용될 태양전지-연료전지 복합 동력원 통합 전 단계로 태양전지와 연료전지 개별 시스템에 대한 구성과 평가를 수행하였다. 태양전지 시스템은 Sunpower사의 C60 태양 전지를 활용한 모듈, 상용 태양광 MPPT 제어기, 그리고 리튬-폴리머 배터리를 이용하여 구성하고 평가 하였다. 연료전지 시스템 운용을 위하여 NaBH_4 가수분해를 이용한 수소공급장치의 재시동 특성을 확인하였다. 태양전지 시스템에 속한 배터리의 성능이 평균 -2.9 V/hour임을 확인하였다. 수소공급장치의 재시동 특성이 운용임무 조건에서 안정적인 성능이 나타남을 확인하였다. 본 연구를 통하여 제시된 임무조건에서의 각 단일시스템의 성능이 적합함을 확인하였다.

Key Words: UAV(무인항공기), Hybrid Propulsion System(복합추진시스템), Fuel Cell System(연료전지시스템), Solar Cell System (태양전지시스템)

정보통신과 첨단 컴퓨터 기술의 발전은 상황을 공유하며 실시간 지휘 및 통제가 가능한 네트워크 중심의 실시간 지휘 체계를 확립하였고, 이 체계의 중심에는 무인 시스템을 통한 각종 정보 확보에 있다. 이에 각 국가는 고도 20 km에서 활용되는 고고도 장기체공(High Altitude Long Endurance, 이하 HALE) 무인기를 위협도가 높거나 인간이 수행하기 곤란한 환경에 광범위하게 배치하여 정보 수집 및 네트워크를 활용한 실시간 지휘 체계와 연계하여 운영되고 있다. 무인기를 통해 구름이나 폭풍우 등 악천후에도 관심 지역에 대한 광범위한 정찰 상황과 특정 목표에 대한 정밀정찰 자료를 제공받을 수 있다. 대표적인 HALE 무인기는 미국의 Global Hawk, 이스라엘의 Heron TP 시리즈가 있으며, 아프간 전쟁 및 이라크전쟁 등 각종 전시 상황에 투입되고 있다[1].

현재 일반 유인항공기와 위성 간의 공백을 메워줄 수 있는 HALE 무인기용 장기체공 동력장치에 대한 연구가 활발히 진행 중이다. 대다수의 무인기 추진 시스템으로 사용되는 내연기관 왕복 엔진은 탑재 연료의 한계로 인해 체공시간에 제한이 있다. 더불어 내연기관 왕복 엔진의 동력원인 화석연료는 매장량에 한계가 있으며, 유해 배출 가스가 발생한다. 이에 HALE 무인기 추진 시스템 분야 또한 친환경 에너지를 활용한 연구·개발로의 전환이 이루어지고 있다. 친환경 에너지를 활용하면 지구온난화의 원인인 이산화탄소를 배출하지 않고 소음이 저감되며 장기체공 능력을 극대화할 수 있다. HALE 무인기 추진 시스템에 적용 가능한 대표적인 친환경 에너지원은 태양광과 수소이다. 이를 이용한 수소왕복엔진, 태양전지, 그리고 연료전지를 활용한 추진 시스템의 연구·개발이 진행 중에 있다[2,3].

본 연구에서는 HALE 무인기 설계 기반기술로 활용될 가능성이 높은 태양전지/연료전지 복합 추진시스템 구성을 위한 선행연구로 단일시스템 구성과 평가에 대한 연구가 이루어졌다.

2. 무인기 운용계획

2.1 임무조건

무인기 운영도는 Fig. 1과 같다. 순항동력은 200 W이며, 목표비행고도는 150 m이다. 주·야간을 1시간 30분 동안 모사하여 각각의 단일시스템을 운용하며, 이·착륙 시에는 배터리를 활용할 것이다. 해당 임무조건을 설정한 이유는 본 연구는 최종적으로 주·야 운용을 목표로 하는 무인기 제작을 위한 선행연구로써 비행 시 복합 동력원의 안정성을 평가하고, 관련 기술의 설계 절차를 확립하는데 목적이 있기 때문이다. 더불어, 상용 제품의 성능을 고려하였다.

3. 태양전지 시스템

3.1 태양전지 모듈제작

태양전지 모듈은 Sunpower사의 C60 태양전지를 이용하여 Fig. 2와 같이 제작되었다. 적용된 태양전지의 효율은 22.4%로써 단결정 실리콘 계열 태양전지 가운데 가장 높은 효율을 나타낸다.

지상시험을 위하여 단셀 면적이 85 mm × 126 mm, 모듈 면적이 840 mm × 560 mm되는 Fig. 2와 같은 모듈을 총 4장 제작하였다. 제작된 태양전지 모듈의 예상성능은 Table 1과 같다. 단셀의 면적은 작동전류와 단셀의 수는 작동전압과 연관된다. 제작을 위해서 적용될 상용 태양광 MPPT제어기 효율(공칭효율 90%)과 평균 일사량(70%)을 고려하여 최소출력이 순항동력인 200 W에 근접할 수 있도록 제작하였다.

제작된 모듈의 성능은 Fig. 3과 같다. A는 모듈의 전류를 의미하며, P는 모듈의 출력을 의미

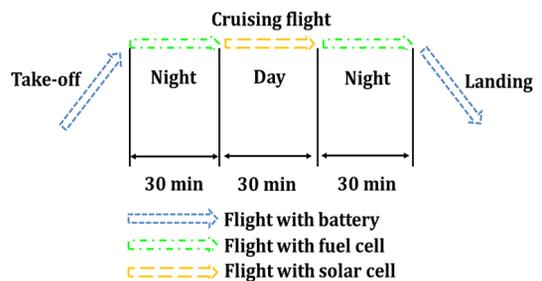


Fig. 1 Mission profile.

한다. 각각의 태양전지 모듈 성능이 유사함을 확인하였다. 그러나 제작된 태양전지 모듈 성능이 예상된 성능에 비해 Table 2와 같이 낮게 측정되었다. 제작된 태양전지 모듈의 최대출력의 총 합은 296.5 W로 예상된 성능(320 W)보다 실제 성능이 낮은 이유는 단전지를 모듈로 제작시 단셀의 크기 조정, 리본의 저항 그리고 코팅 재료 등과 같은 원인으로 효율감소가 이루어졌기 때문이다.

3.2 지상용 태양전지시스템 구성

지상시험을 위하여 태양전지모듈을 직·병렬 연결하여 Fig. 4와 같이 태양전지시스템을 구성하였다. 제어기로는 리튬폴리머 배터리용으로 제작된 상용 태양광 MPPT제어기(타보스)를 사용

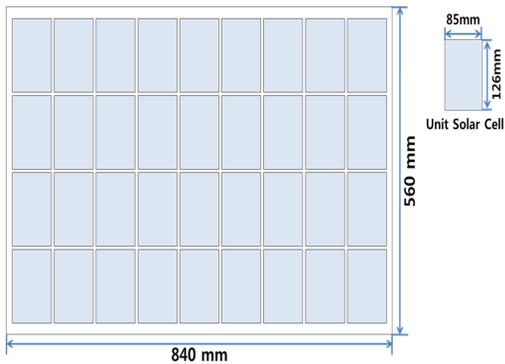


Fig. 2 Sola cell module.

Table 1. Estimated performance of solar cell module.

Spec.	Value
Solar cell matrix	4 × 9 (Total numbers: 36)
Operating voltage	18.72 V
Operating current	4.0 ~ 4.3 A
Open circuit voltage	22.32 V
Short circuit current	4.4 ~ 4.7 A
Maximum output power	80 W

하였다. 해당 제어기에는 by-pass 기능은 없으며, 배터리의 충·방전이 동시에 이루어지면서 상시 전력을 공급하게 된다.

지상시험은 Fig. 5와 같이 실제 비행환경과 유사하게 태양전지 모듈을 평지에 나열하여 일사각이 존재하도록 시험을 수행하였다. 이는 실제 비행에서 최대 일사량을 위한 일사각 조정이 불가능하기 때문에 해당 실험 방식이 보다 현실적이라고 할 수 있다. 더불어, 실험에서 일사량 기기를 이용하여 평균 일사량을 측정하였지만 각 모듈의 나열된 순서에 따라 일사각에 차이가 발생할 수 있기에 일사량 차이가 발생할 수 있다.

3.3 지상용 태양전지시스템 평가

전자로드를 이용하여 150 W, 200 W에서의 지상시험을 수행하였다. 지상시험을 통하여 태양전지와 제어기의 성능을 확인하였다. 지상시험 시간은 오전 11시 30분(경우 1)과 오후 1시(경우 2)

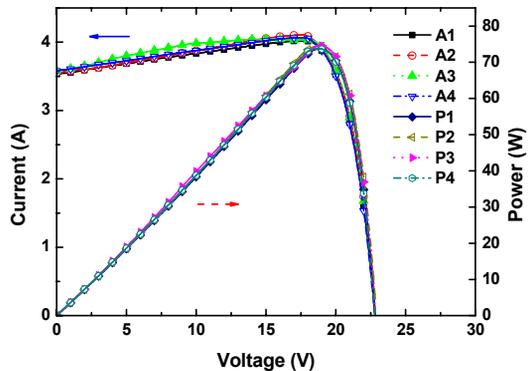


Fig. 3 Performance of solar cell module.

Table 2. Maximum power of solar cell modules.

	Voltage (V)	Current (I)	Power (W)
Module 1	18.906	3.897	73.684
Module 2	18.859	3.948	74.454
Module 3	18.998	3.926	74.585
Module 4	18.784	3.928	73.783

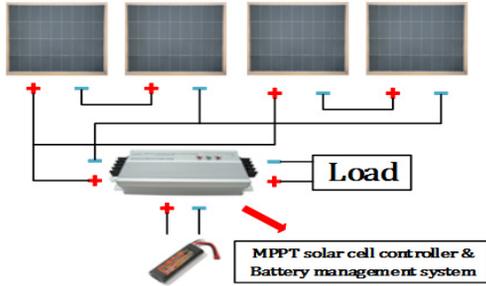


Fig. 4 Configuration of solar power system.

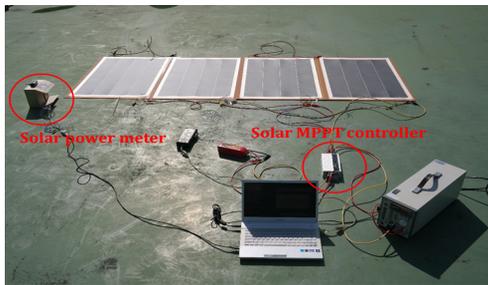


Fig. 5 Actual ground test of solar power system.

로 정하여 수행하였다. 측정항목은 삼상(태양전지, 배터리, 전자로드)의 전압과 전류, 일사량, 태양전지 모듈온도이다.

3.3.1 200 W급 지상시험 수행

태양전지의 전압은 태양전지 모듈온도에 영향을 받는다. 태양전지 모듈온도는 태양전지가 운용됨에 따라 상승하나 바람이나 대기온도와 같은 외부조건에 의해 낮아지기도 한다. 태양전지 모듈온도가 낮아질수록 효율은 증가하게 된다. 따라서 낮은 대기온도나 바람은 태양전지시스템 운용에 이득이 된다.

지상시험을 통해 측정된 태양전지 모듈의 온도는 Fig. 6과 같으며, 각 패널(모듈)에 대한 온도를 측정하였다. 각 패널의 위치에 따라 일사량 차이가 존재하게 되며 이로 인하여 각 패널의 온도가 다를 수 있다. 일사량이 다르기 때문에 각 패널의 발전량에도 차이가 발생할 수 있다.

경우(1)과 (2)의 온도차이가 존재하나 Fig. 7과 같이 태양전지 모듈전압에는 차이를 거의 보

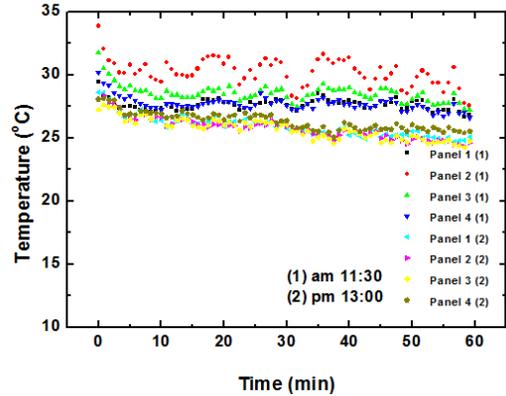


Fig. 6 Temperature of solar module(200 W).

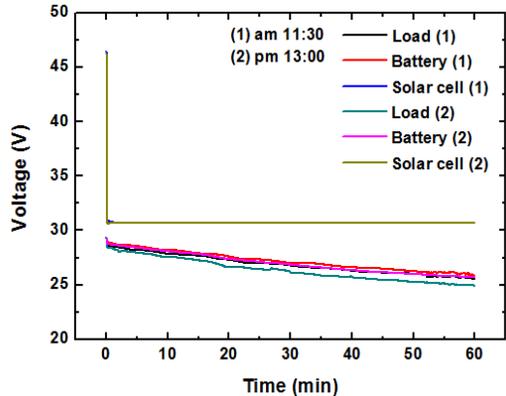


Fig. 7 Voltage curve of solar power system(200 W).

지 않음을 확인하였다. 그리고 태양전지 전압의 경우 전자부하를 통해 전력을 발생시킴에 따라 태양전지 모듈의 개방전압에서 작동전압으로 바뀌면서 전압이 크게 감소되게 되었다. 더불어, 상용 태양광 MPPT제어기 내에 DC-DC 컨버터로 인하여 태양전지 측 전압이 30~31 V 정도를 유지하였다.

일사량은 태양전지의 전류에 영향을 미친다. Fig. 8과 9를 통하여 일사량과 전류 곡선이 유사함을 확인하였다. Fig. 8에서 일사량 곡선이 요동치는 이유는 구름의 영향 때문이다. 지상시험을 수행할 시 기상조건은 좋았으나 일사량이 다소 낮은 이유는 고정된 위치에서의 시험으로 인하여 3차원 상에서의 일사각이 존재하기 때문이다. 이러한 조건은 실제 무인기 운용에 있어서도

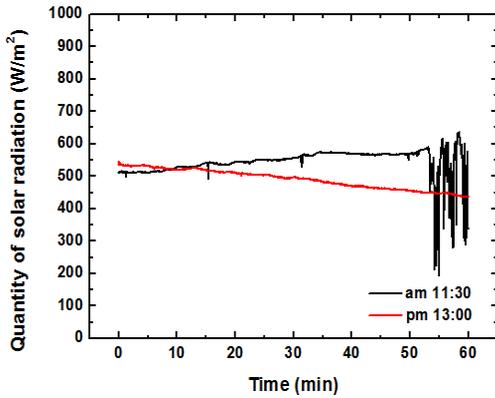


Fig. 8 Quantity of solar radiation(200 W).

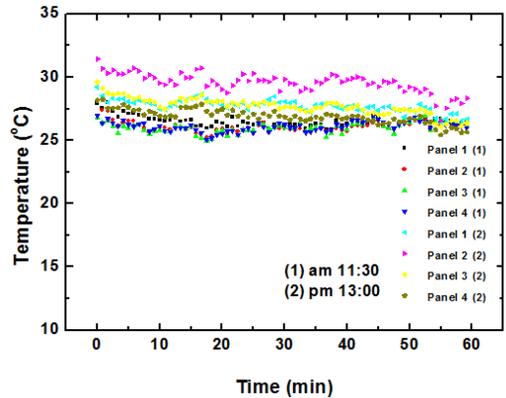


Fig. 10 Temperature of solar module(150 W).

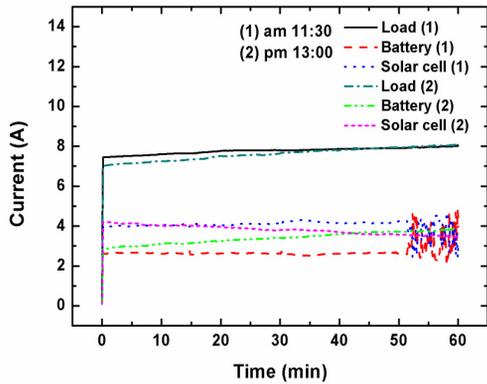


Fig. 9 Current curve of solar power system(200 W).

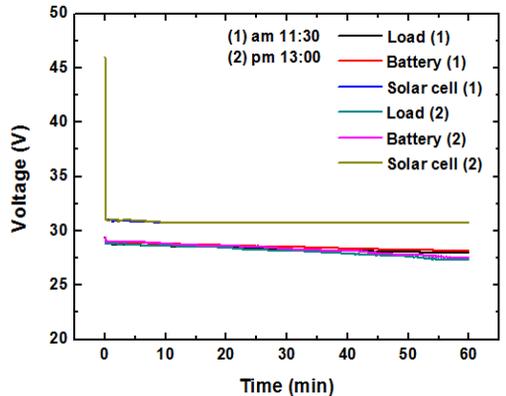


Fig. 11 Voltage curve of solar power system(150 W).

발생할 수 있다.

1시간 지상시험 후의 배터리 전압강하는 (1)의 경우 - 2.89 V/hour, (2)의 경우 - 3 V/hour로써 2.1절에 제시된 무인기 임무조건을 충족함을 확인하였다. 더불어 태양전지시스템에 적용된 상용 제어기도 본 연구의 운용조건에서 정상적으로 작동됨을 확인하였다.

3.3.2 150 W급 지상시험 수행

실제 순항동력이 예상 순항동력보다 낮을 때를 가정하여 150 W에서 지상시험을 수행하였으며, 200 W급과 동일한 변수들에 대한 영향성을 확인하였다.

태양전지 모듈온도와 전압 사이의 차이는 Fig. 10과 11에서 나타난 바와 같이 200 W급 시험과

마찬가지로 차이가 거의 나타나지 않았다.

일사량과 태양전지 전류 곡선은 Fig. 12와 13에서 보는 바와 같이 유사성을 나타냈다. 일사량의 경우 (1)과 (2)의 일사량의 차이로 크게 발생하였으며 이로 인해 배터리 전압강하가 2배가량 차이를 보였다. 배터리 전압 강하는 (1)의 경우 - 0.78 V/hour, (2)의 경우 - 1.56 V/hour이다.

4. 연료전지 시스템

연료전지에는 다양한 종류가 있으며, 그 가운데 PEM 연료전지는 무인기와 같은 모바일 어플리케이션에 널리 사용된다.

본 연구에서는 Horizon사의 상용 PEM 연료전

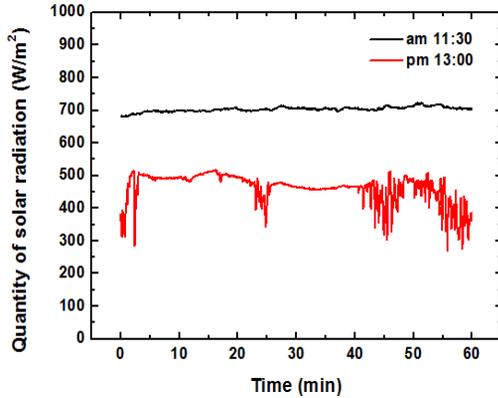


Fig. 12 Quantity of solar radiation(150 W).

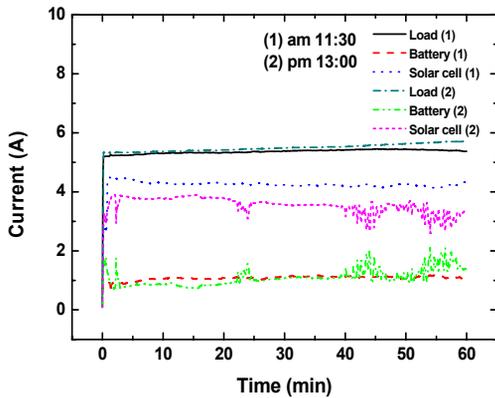


Fig. 13 Current curve of solar power system(150 W).

지스택을 사용할 예정이며, 수소공급원에 대한 연구는 자체 수행하였다.

4.1 수소발생장치

수소는 연료전지의 연료로서 다양한 방식으로 공급이 가능하다. 공급방식에는 크게 (1) 압축 혹은 액화탱크, (2) 금속수소화물, (3) 화학수소화물 방식이 있다. 이 가운데 취급성, 안정성, 경제적 이점을 고려할 때 화학수소화물은 모바일 어플리케이션에 적합하다고 볼 수 있다.

본 연구에서는 화학수소화물 방식 중 하나인 NaBH₄ 가수분해를 이용한 수소공급장치를 적용하였다. 해당 연구는 본 연구실에서 지속적으로 연구가 이루어진 바 있으며, 비행시험도 수행한 바 있다[4,5].

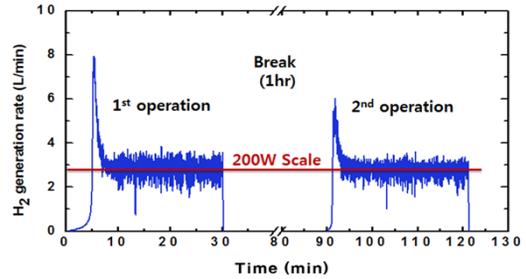


Fig. 14 Re-start characteristics of NaBH₄ hydrolysis.

NaBH₄ 가수분해는 NaBH₄ 수용액을 촉매와 반응시켜 Eq. 1과 같이 수소를 얻는 방식이다. 촉매로는 무전해도금법을 활용한 Co-P/Ni foam 촉매를 제작하여 사용하였다. NaBH₄ 수용액의 농도는 이론상으로는 최대 30 wt%까지 가능하나 반응을 통해 석출되는 NaBO₂로 인한 촉매성능저하 및 기타 여러 문제들로 인하여 농도에 제한을 받게 된다. 본 연구에서는 20 wt% NaBH₄ 수용액을 이용하였다.



위 방식을 통하여 운용임무에 맞게 수소발생 장치의 재시동 특성을 확인하였다. 일반적인 연료전지 무인기의 경우 재시동 특성 확인이 불필요하나 본 연구에서는 이와 같은 특성 확인이 반드시 필요하다. 그 결과 Fig. 14와 같이 수소의 유량을 체적유량계(Volume Flow Meter)를 이용하여 측정하였고, 평균 수소량으로 볼 때 요구 동력을 만족시킴을 확인하였다. 단, 그림에서 나타나는 유량이 흔들리는 현상은 체적유량계에서 나타나는 노이즈 현상이거나 실제 유량이 흔들려서 나타나는 현상일 수 있다. 이를 확인하기 위해서 향후 실제 PEM 연료전지와 연동하여 실험을 수행할 예정이다.

4.2 연료전지시스템 구성

상용 PEM연료전지스택과 NaBH₄ 가수분해를 통한 수소공급장치를 이용하여 Fig. 15와 같이 시스템을 구성하여 비행시험에 적용할 예정이다.

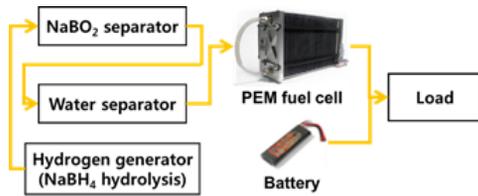


Fig. 15 Fuel cell system.

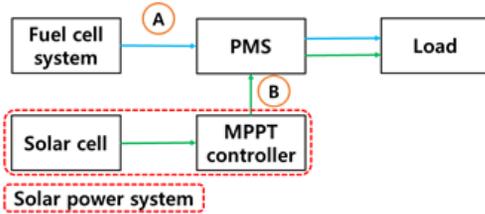


Fig. 16 Integrated system for long endurance UAV.

5. 전력제어시스템 구성

전력제어는 2.1절에 언급된 임무에 맞게 Fig. 16의 PMS(Power Management System)를 통하여 A-B-A 순서로 운용될 예정이다. 이와 같은 순서를 적용한 이유는 실제 비행시험은 낮에 수행이 될 예정이나 본 연구는 최종적으로 주·야 운용을 목표로 하고 있기 때문에 야간에는 에너지를 발생시킬 수 없는 태양전지는 사용하지 않으며, 연료전지만으로 비행이 가능한 운용모드를 구사하기 위함이다. 연료전지만 사용하는 경우, 태양전지 시스템을 통해 충전된 잉여 전력을 이용하여 무인기 시스템 내의 모터 전력을 제외한 구성품들의 전력을 공급할 예정이다. 추가적으로 한쪽의 동력원에서 전력공급이 원활하지 않을 경우, 다른 쪽의 동력원으로 변환하여 무인기가 안전하게 착륙 가능하도록 할 예정이다.

6. 결 론

장기체공 무인기 운용을 위해서는 이에 맞는 동력원이 필요하다. 이를 위해 친환경 에너지원을 활용하는 태양전지시스템과 연료전지시스템

을 연동한 동력시스템에 대한 연구를 수행 중에 있다. 이를 위해 본 연구에서는 선행연구로서 단일시스템 구성 및 평가가 이루어졌다.

태양전지시스템의 경우, Sunpower사의 C60 태양전지 단셀을 활용한 모듈, 리튬-폴리머용 상용 태양광 MPPT 제어기, 7셀 리튬-폴리머 배터리로 구성되었다. 이를 제안된 운용시간보다 2배 긴 1시간동안 지상시험을 수행하였으며, 이를 통해 운용조건에서 성능이 적합함을 확인하였다. 연료전지시스템의 경우, 상용 PEM 연료전지스택을 활용할 계획이며, 이를 위해 NaBH₄ 가수분해를 이용한 수소공급장치의 재시동 특성을 확인하였다. 재시동 특성은 임무수행을 위해 주요한 평가항목으로써 실험을 통하여 운용목표에 맞는 안정적인 성능이 나타남을 확인하였다. 결과적으로 복합 동력원 구성을 위한 단일시스템 구성이 적합함을 확인하였다.

향후 전력제어시스템을 구성하여 복합추진시스템에 대한 지상시험을 수행할 예정이며, 이를 통해 전력제어시스템의 안정성을 평가할 예정이다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소의 지원으로 수행하는 ‘태양광 에너지의 효율적 저장 및 연료전지 연동전력시스템 최적화 기법연구’의 일환으로 수행되었습니다.

References

1. Choi, J.W., "Tendency of Advancement and Development of UAV," *Defense technology*, Vol. 6, No. 424, pp. 104-113, 2014.
2. Kim, K.B., Yang, I.Y., Kim, N.Y. and Jang, B.H., "Technical Trends for HALE UAV Propulsion System," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 9, No. 2, pp. 39-48, 2011.

3. Park, B.S. and Kwon, S., "Technological Developments and Trends for HALE UAV," *KIMST conference*, Jeju, Korea, pp. 1177-1178, Jun. 2014.
4. Oh, T.H. and Kwon, S., "Performance Evaluation of Hydrogen Generation System with Electroless-deposited Co-P/Ni Foam Catalyst for NaBH_4 Hydrolysis," *International Journal of Hydrogen Energy*, Vol. 38, Issue 15, pp. 6425-6435, 2013.
5. Kim, K.H., Kim, T.G., Lee, K.S. and Kwon, S., "Fuel Cell System with Sodium Borohydride as Hydrogen Source for UAV Application," *Journal of Power and Sources*, Vol. 196, No. 21, pp. 9069-9075, 2011.