



Technical Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2018.22.4.133>

태양광 기반 UAV의 복합추진시스템 개발 및 지상통합시험

남윤광^{a,*}

Development of Hybrid Propulsion System and Ground Verification Test for Solar-powered UAV

Yoonkwang Nam^{a,*}

^a Agency for Defense Development, Korea

*Corresponding author. E-mail: younkwang@add.re.kr

ABSTRACT

Recently, environmentally friendly aviation propulsion systems have received a lot of attention. Therefore, many studies have been conducted on the development of UAVs and propulsion systems that can perform missions while relying on a combination of various power sources. In this paper, we show the design results of a hybrid propulsion system based on solar-power generation. It integrates a single system to test reliability and performance. Finally, a verification test is conducted on the aircraft to confirm the function and normal operation of the system before a flight test.

초 록

최근 친환경적인 항공용 추진시스템에 대한 관심과 필요성이 더욱 부각되면서 다양한 전력원을 조합하여 임무를 수행할 수 있는 무인기 및 추진시스템 개발에 많은 연구가 이루어지고 있다. 본 논문에서는 태양광발전을 기반으로 하는 무인기의 복합추진계통의 구성품을 하나의 시스템으로 통합하여 계통의 안정성 및 출력을 확인하는 시험과 실 기체에 탑재하여 지상에서 통합검증시험을 수행하였고, 이를 통해 비행시험 전 시스템의 기능 및 정상작동 여부를 확인하였다.

Key Words: High Altitude Long Endurance(고고도 장기체공), Solar Cell(태양전지), Hybrid Propulsion System(복합추진시스템)

Nomenclature

MPPT : maximum power point tracking
PMAD : power management and distributor

STC : standard test condition
MCU : micro controller unit
I/O : input/output
P&O : perturb and observe
BMS : battery management system
CAN : controller area network
FCC : flight control computer

Received 5 January 2018 / Revised 6 February 2018 / Accepted 10 February 2018
Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

ABS : acrylonitrile butadiene styrene
 DSP : digital signal processing
 AMP : amplifier
 FET : field-effect transistor

1. 서 론

최근 범세계적으로 군사적 활용뿐만 아니라 민간부분에서 다양한 목적을 가지는 다목적 무인기에 대한 관심이 집중되고 있다.

특히, 16-20 km 수준의 고고도에서 운용되는 장기체공 무인기는 미사일 요격을 피해 각종 정보수집과 정찰/감시 등을 수행할 수 있고, 산불이나 각종 재난·재해의 사전감시 및 관측정보를 제공하는데 활용가능하다. 또한, 기존 저궤도 위성, 유무인 정찰기 및 고고도 비행선 등의 기존 플랫폼이 갖는 기술적·비용적 한계로 인해 여러 국가에서 개발에 많은 노력을 기울이고 있다. 이와 함께, 화석연료의 지속적 사용과 친환경시스템에 대한 필요성이 대두되는 상황에서 태양광발전과 같은 다양한 에너지원에 대한 관심이 증대되고 있다[1].

해외에서는 영국 Airbus社의 Zephyr 등 태양전지 기반의 무인기가 개발되었고, 국내에서도 태양광 기반 항공기의 에너지 수집을 예측·분석하는 방안과 태양전지 열특성에 관한 분석 등을 수행하였다[2-5]. 특히, 한국항공우주연구원에서는 태양전지와 2차전지로 구성된 EAV-3를 개발하여 고고도에서 비행시험을 수행하는 등 다양한 연구가 시도되고 있다[6,7].

본 연구에서는 태양광 기반 무인기의 구성품 개발 및 단품 시험과 정적·동적 시험과 통합지상시험을 통해 복합추진계통의 기능/성능이 원활함을 비행시험 전 사전 검증하고자 하였다.

2. 복합추진계통 구성품

2.1 복합추진계통 개요

비행체의 복합추진계통은 태양광발전장치, 직

대전력점추적장치(MPPT), 에너지분배관리장치(PMAD), 2차전지, 연료전지, 전기추진장치로 구성되며, 해당 논문에서는 연료전지를 제외한 구성품의 성층권 환경에 맞는 요구도에 맞게 설계/제작 및 시험을 수행한 결과를 제시하였다.

2.2 태양광발전장치

태양전지 모듈은 성층권 지상온도(-75℃~+43℃)에서 동작 가능해야 하며, 기체의 중량감소를 위해 모듈의 무게를 최소화하여 설계하였다.

또한, 상승 또는 하강 시에 발생할 수 있는 기류로 인한 물리적 충격으로부터 보호할 수 있는 안정된 구조를 갖도록 설계/제작하였다.

태양전지 단위셀은 미국 Sunpower社의 C60을 선정하였으며 형상은 Fig. 1에서 알 수 있고, 전기적 형상은 Table 1과 같다[8].

태양전지 모듈의 제작은 유선형 날개의 곡면에 나타나는 굴곡영향 및 물리적인 인장강도와 기계적 안정성을 고려하였다. 또한, 모듈의 목표 무게를 달성하기 위하여 경량화 된 Poly-urethan 필름을 선정하였고, 투과율 향상과 내후성이 우수한 라미네이팅 공정을 활용하였다.

태양전지 단위 셀 형상은 배치를 고려하여 직

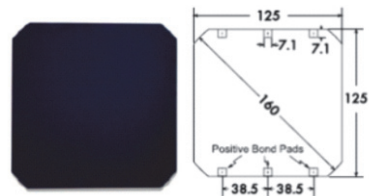


Fig. 1 Solar cell configuration.

Table 1. Solar cell(C60) specification.

Measurement	Value
Open Circuit voltage(V)	0.687
Short Circuit current(A)	6.28
Max. power voltage(V)	0.582
Max. power current(A)	5.93
Max. output power(W)	3.42
Conversion efficiency(%)	22.6

사각형으로 설정하였고, 셀 간 간격은 종/횡방향 3 mm 기준으로 배열하였다. 전압레벨은 STC 기준 270 Vdc이며, 모듈구성은 단위셀 462개로 직렬, 6병렬 어레이 구조를 갖도록 설계하였다. 각 어레이는 비행체의 기동 및 태양의 방위각 변화를 고려하여 주익의 왼쪽과 오른쪽에 대칭구조로 부착하였다.

2.3 통합 MPPT/PMAD

MPPT는 외부조건(온도, 일사량)에 따라 태양전지의 최대전력점이 변화해도 항상 태양전지 모듈의 최대효율을 발휘할 수 있도록 최대점을 추종하는 장치이다.

해당 비행체의 태양광발전장치는 넓은 입력전압범위를 갖고 있기 때문에 출력단의 부하에 따라 발생할 수 있는 전압강하를 극복할 수 있도록 정전압 조정을 수행할 수 있도록 설계하였다.

MPPT 시스템은 전원이 입력되면 변수초기화와 MCU 통신 및 I/O를 설정한다. 태양전지의 전압/전류, MPPT의 출력전압/전류, 상태정보 등의 아날로그 데이터는 CAN통신을 통해 전달한다. 이를 통해 P&O 알고리즘을 거치고, 최대전력을 얻을 수 있도록 DC/DC Converter에서 제어를 수행한다.

MPPT의 주요 부품은 MCU, 직류변환기, 전압센서, 전류센서, 온도센서, CAN통신장비 등으로 구성된다. 해당 부품은 성층권에서의 동체내부 허용 운용온도인 -50°C ~ $+43^{\circ}\text{C}$ 를 만족시키는 부품으로 선정하였다.

PMAD는 다중 입력전원 및 출력을 지속적으로 모니터링/관리하여, 비행체의 추진시스템 및 각종 탑재장비에 전력을 공급하고 각 전력원을 효율적으로 관리하는 시스템이다.

PMAD 시스템은 전원이 입력되면 변수초기화와 MCU 통신 및 I/O를 설정한다. 또한 CAN통신을 통해 수집된 센서데이터와 상태정보, 2차전지의 전압/전류, 충전량 등의 데이터를 수신한다. 이와 같이 수집된 데이터를 RS-485통신을 통해 FCC에 전송하며 PMAD의 제어명령을 수신한다. 이를 통해 주간 운용 시 태양전지와 2차전지를 통해 비행전원을 공급하고, 야간 운용 시 연료전

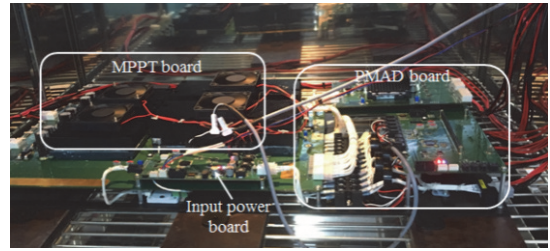


Fig. 2 MPPT/PMAD.

지와 2차전지를 통해 비행전원을 공급할 수 있다.

PMAD의 주요 부품은 MCU, 전압센서, 전류센서, 온도센서, CAN통신장비, RS-485통신장비 등으로 구성된다. 해당 부품은 성층권에서의 동체내부 허용 운용온도인 -50°C ~ $+43^{\circ}\text{C}$ 를 만족시키는 부품으로 선정하였다.

통합MPPT/PMAD의 형상은 Fig. 2와 같다. 왼쪽에 MPPT보드가 위치하고, 오른쪽에는 PMAD보드가 있으며, 중앙에 BUS 단자대가 있다. 위의 두 시스템은 수집된 아날로그 정보 및 운용명령을 상위계통과 원활하게 통신하기 위해 통합된 장비로 구성하였으며, 이를 통해 크기 및 무게를 절감시켰고 효율적인 통신인터페이스를 구축하였다. 하단의 소재는 열전도에 용이한 알루미늄 60계열로 선정하였고, 상단은 ABS 소재를 사용하였으며, 별집 형태로 제작하였다.

2.4 2차전지

비행체에 탑재되는 2차전지는 임무프로파일에 따라 운용되며, 상승 시 부족한 전력을 공급하고, 비상 시 비행체가 비상운용을 할 수 있도록 하는데 그 목적을 두고 있다. 이를 위해 PMAD와 연동하여 55 V 이하의 전원을 입력으로 받아 에너지를 저장하며, 각 장비에 필요한 전원이 있을 시 공급한다.

2차전지 시스템의 종류는 Li-ion 계열이며, 에너지밀도는 약 200 Wh/kg을 갖는다.

시스템의 구성은 Fig. 3과 같이 전지팩, 가열장치, 마스터 보드 및 BMS, 단열재로 구성되며, PMAD와 CAN통신으로 데이터를 송수신한다. BMS는 2차전지의 전압/전류/온도정보를 실시간으로 제어하며 원활히 충방전이 이루어질 수 있

도록 설계하고 특히, 과충전 및 과방전 등의 위험 요소로부터 안전성을 확보할 수 있도록 하였다. 제작된 2차전지는 정격용량 및 온도조절 시험 등의 성능시험과 성층권 환경에서 운용가능성을 확인하기 위한 고온동작, 저온저장/동작, 저온/저압 동작시험을 수행하였다[9].

2.5 전기추진장치

전기추진장치는 모터 및 제어기로 구성되며, 모터는 외기온도 -75℃~+43℃의 환경에서 동작 가능하여야 한다. 이러한 환경요인 및 모터 종류별 특성 분석을 고려하여 설계하였으며, 정격출력은 저고도 상승조건 및 순항조건을 모두 만족할 수 있도록 하였다. 또한 최대 효율조건을 전력소모가 가장 심한 구간인 상승조건으로 설계하여 전력소비를 저감할 수 있도록 설계하였다.

모터는 회전자와 고정자로 구성되며, 회전자의 주요 구성품인 자성체는 희토류계인 Sm₂Co₁₇을 사용하여 넓은 온도범위에서 동작 가능하도록 설계하였다. 모터 winding은 저온 코팅 마그네트 와이어를 사용하였으며, 신뢰성을 향상시키기 위해 베어링은 항공용 볼베어링으로 설계하였다. Fig. 4에서 보이는 최종 설계된 모터를 나타낸

다. 모터제어기는 크게 제어보드와 모터 드라이버로 구성된다. 제어보드는 상위 제어기와 통신(RS-485통신) 및 자체점검 기능을 구현하며, 모터 구동에 관한 제어 알고리즘을 담당한다. 또한, 프로그램 탑재 및 센서 신호처리, 제어전원 변환 등으로 구성된다. 이를 위해 DSP와 AMP로 나눠 설계하였으며, DSP는 신호처리 및 구동 알고리즘 처리를 목적으로 하고, AMP는 모터 구동신호 발생 및 구동전류센싱 역할을 한다. 모터 드라이버는 FET를 이용하여 3상 1 kW급 드라이버를 구성한다. 각각의 보드는 경량화와 전원 및 모터연결라인을 적층구조로 하였으며, 중앙에 방열효과를 증가시키기 위해 중공구조를 적용하였다.

3. 복합추진계통 지상검증 시험

3.1 지상검증시험 개요

복합추진시스템 지상시험은 기술시범기용 복합추진계통의 목표성능을 지상시험을 통해 검증하는 단계로써, 각 구성품을 통합하여 복합추진계통의 기능 및 정상작동 여부를 확인하여 신뢰성을 확보하기 위함으로 그 목적을 두고 있으며, 구성은 Fig. 5와 같다.

이를 위해 지상검증시험은 크게 3파트로 구분된다. 먼저, 태양전지의 발전량과 출력, 2차전지의 충전량, 추진장치 및 탑재장비의 소모전력을 일정한 간격으로 변화시키며 시스템의 안정성을 확인하는 정적시험이 있다. 두 번째로, 비행체의 운용시나리오에 맞게 운용모드를 전환시켰을 때

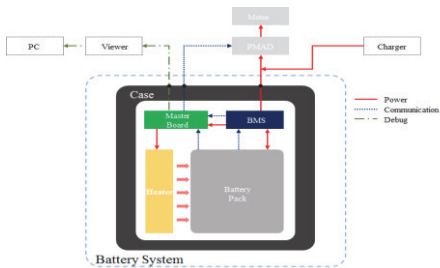


Fig. 3 Battery system.

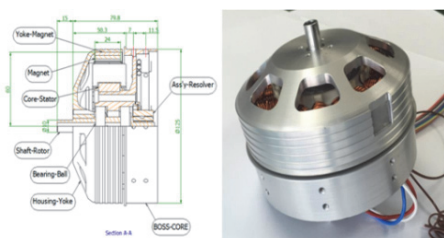


Fig. 4 Motor and motor-controller.

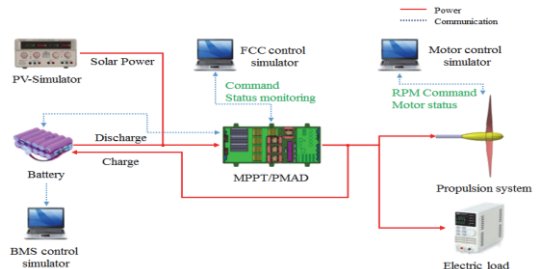


Fig. 5 Propulsion system ground-test configuration.

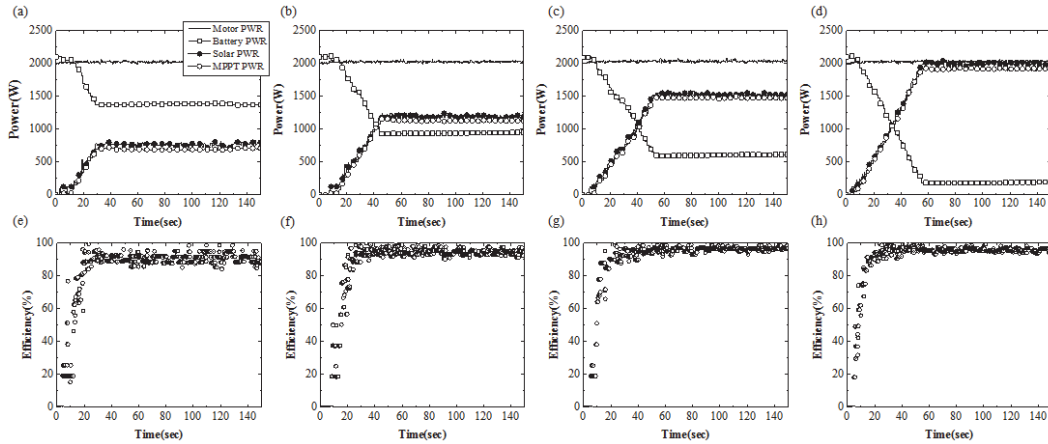


Fig. 6 MPPT/PMAD static test and efficiency.

Table 2. Test support equipment.

Equipment	Function(Capacity)	Remarks
Power Supply	System power	
P-V simulator	Solar cell(5.6 kW)	
Electric load	Payload(400 W)	Fixed
Electric load	Propulsion(3.5 kW)	Variable
Laptop	Flight control computer	

시스템의 출력결과를 확인하는 운용모드 전환시험이 있다.

마지막으로 확인된 구성품을 비행체에 탑재 및 부착하여 통합시스템을 검증하는 통합시스템 지상검증 시험이 있다. Table 2는 정적시험과 운용모드 전환시험을 수행할 시 필요한 시험 지원장비를 나타낸다.

3.2 정적시험

해당 시험은 복합추진계통에 태양전지/2차전지의 전력원을 갖고, 추진 장치에서 일정한 전력을 요구할 때 시스템의 성능이 어떠한지를 판단하기 위한 시험이다. 특히, 고도상승으로 인한 일사량 증가와 온도저하로 인해 태양전지의 발전량이 변화할 때의 상태를 모사하여 시스템의 출력을 확인하는 시험을 수행하였다. 태양전지의 출력값은 정적인 상태로 800 W-2000 W로 지속적으로 증가시키며 시험하였다. 이때의 추진 장치의 요구 전력은 2000 W로 일정하게 설정하였다.

Fig. 6을 보면, 정적인 상태에서 시스템을 구동하였을 때 요구전력에 부합하는 전력을 공급 가능한 것을 알 수 있다. 요구전력이 2000 W일 때, 태양전지로부터 공급가능한 최대량을 발생시키고 부족한 전력은 2차전지로부터 할당된다. 이때, 태양전지는 P-V simulator로 모사되기 때문에 설정한 전압/전류에 도달하는데 시간지연(과도기)이 발생되며, 실제 태양전지와는 구분되는 특성이다. Fig. 6(a)와 같이, 태양전지 모사장비의 출력을 800 W로 설정했을 때, 과도기로 인해 약 25초 후 출력단에서 최대전력 700 W를 나타내며, 2차전지는 1300 W를 출력함을 알 수 있다.

Fig. 6(b)-(d)와 같이, 태양전지 모사장비의 출력을 1200, 1600, 2000 W로 설정했을 경우에도 태양전지에서 발생하는 전력을 우선적으로 소모하고, 부족분을 2차전지에서 공급하는 것을 알 수 있다. 이때의 MPPT 효율은 약 90-95%임을 Fig. 6에서 확인할 수 있다.

3.3 운용모드 전환시험

복합추진계통의 운용가능 모드는 2차전지만을 사용하는 모드와 두 전력원을 복합적으로 사용하는 모드로 구분된다. 운용 중에는 추진장치에서 소모하는 전력에 따라 2차전지의 과도한 전력소모나 과잉충전 양상이 발생할 수 있는 구간이 존재한다. 이러한 구간모사와 함께 고도에 따른 일사량과 외기온도 변화로 인해 태양전지로

부터 발생 가능한 전력변화를 모사하여, 가변환경에서의 복합추진시스템의 운용 상태를 확인하였다. Fig. 7은 복합추진계통의 운용모드 전환시험의 구성을 보여준다.

Fig. 8을 보면, 실제 임무수행 12시간을 약 1800초로 축소하여 수행한 결과를 나타낸다. 초기부터 900초까지는 상승 시 모드로 임무고도까지 일정한 상승률을 갖고 상승하며, 전기추진장치는 약 3,200 W를 소모하고, 탑재 및 임무장비는 약 400 W를 소모한다고 가정하였다. 추진장치의 전력소모는 고도상승으로 인해 소모량이 가장 클 때를 모의하였다. 이때, 고도에 따른 일사량과 외기온도의 변화로 인한 영향을 고려하여 태양전지의 발생전력 또한 가변적으로 설정하였으며, Voc, Vmpp, Isc, Impp 값을 가변적으로 변경하며 이를 수행하였다. 900초부터 1020초까지는 순항구간으로 임무고도에서 특정 임무를 수행하는 구간이다. 이후 1350초부터 1800초는 지상까지 하강하는 구간이다. 이때의 전기추진장

치는 Idle 상태로 구동되며 약 100 W를 소모하며, 탑재 및 임무장비는 약 400 W 소모를 유지하며 하강한다. 전체 구간의 온도분포는 -70°C $+20.3^{\circ}\text{C}$ 를 가진다. 해당 시험을 통해 정적조건뿐만 아니라 태양광 발전장치의 최대전력점 이동적으로 변화할 때를 포함한 전 구간에서 시스템이 안정적으로 운용됨을 확인하였다.

3.4 통합시스템 지상검증 시험

통합시스템 지상검증은 크게 두 방향으로 진행하였다. 먼저, 정적시험과 운용모드 시험을 거친 복합추진계통 구성품과 실제 비행체에 부착되는 태양전지 모듈과 동일한 구성의 모듈을 제작하여 지상검증 시험을 수행하였으며, 이는 Fig. 9와 같다. 해당 시험은 사전시험과 다르게 일사량과 온도 등 운용환경이 제한되기 때문에 제작된 어레이의 기능과 복합추진계통의 연동 확인을 주된 목적으로 시험하였다.

두 번째는 실 기체를 통해 복합추진계통의 기능/성능을 점검하는 시험으로서, 시험구성은 Fig. 10과 같다. 해당 시험은 사전시험을 모두

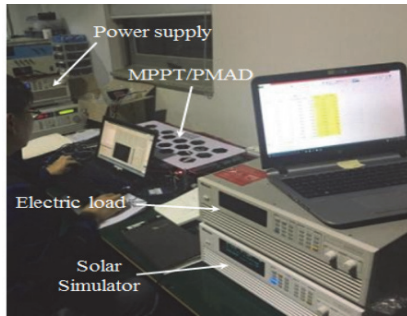


Fig. 7 Dynamic test configuration.

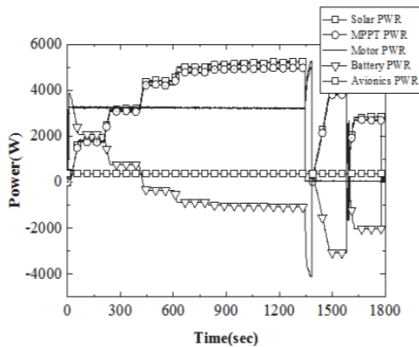


Fig. 8 Result of dynamic test.

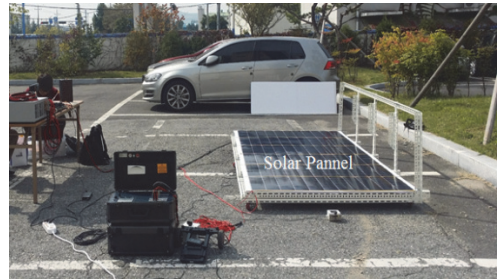


Fig. 9 Outside propulsion test.

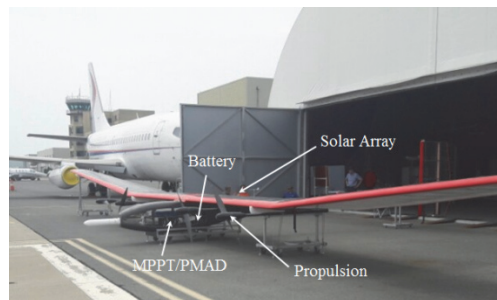


Fig. 10 Total propulsion system ground test.

수행한 복합추진계통의 구성품을 동체에 탑재하고 태양광발전장치를 주익에 부착한 후 실 기체에서 전력발생 및 소모를 통해 시스템 검증을 수행하였으며, 10:00-12:01까지부터 2시간 1분 동안 진행하였다. 지상검증 시험은 야외에서 수행하기 때문에 외부조건에 크게 영향을 받는다.

해당 시험에서도 태양광이 최대인 시간에 수행했음에도 구름 등 기상환경으로 인해 발전량이 저조하였다. 하지만 복합추진계통의 종합적인 기능/성능을 확인이 시험의 주된 목적이었고, 부차적으로 임무 중 태양광이 급감하는 상황까지 상정할 수 있었기 때문에 환경적 요인을 포함하여 시험을 진행하였다.

Fig. 11과 12를 보면, 약 1000초에 시스템에 전원이 인가되었음을 알 수 있다. 해당 시스템은 초기 전원 인가 시 2차전지 모드를 기본으로 한다. 이때의 소모 전력은 기본 탑재장비 뿐이므로 2차전지에서 이를 공급하는 것을 알 수 있다. 이후 운용모드를 태양전지 모드로 전환하여 태양

전지 전력이 발생함을 알 수 있다. 전기추진장치를 구동하지 않을 때는 탑재장비의 소모 전력과 2차전지의 충전이 소모 전력의 총합이 된다.

따라서 태양광발전장치에서 발생 가능한 최대 전력이 2차전지로 공급됨을 알 수 있다. 약 1500초에 전기추진장치 구동명령을 인가하였다. 전기추진장치의 기본구동은 지상에서 318 rpm으로 설정되어 있다. 이때의 소모전력은 약 400 W이며, 임무장비를 제외한 탑재장비의 구동에 필요한 전력인 약 65 W로 측정되었다.

약 1720초에는 rpm을 약 500 rpm 까지 증가시켜 상승모드로 전환하고 약 4분간 운용하였다. 소모전력은 약 1.5 kW이고, 태양광발전장치의 생산전력은 약 2.5 kW이며, 2차전지로 충전되는 전력은 약 870 W로 확인되었다.

이후 순항rpm인 412 rpm으로 낮추고 추가 운용하였다. 이때 추진소모전력은 약 778 W이고 태양광발전장치는 최대 3.4 kW까지 발생시키며 추진 및 탑재장비와 2차전지 충전에 전력을 공급하였다. 약 5000초부터 구름 등의 외부 요인으로 인해 태양광이 급격히 감소하였고, 추진전력을 공급하기 위해 태양광발전장치의 출력과 2차전지의 충전과 방전이 상호 균형을 맞추고 있음을 알 수 있다.

4. 결 론

본 연구에서는 태양광 기반 무인기의 구성품 개발 및 단품 시험과 정적·동적 시험 그리고 통합지상시험을 통해 복합추진계통의 사전 검증에 관한 연구를 수행하였다.

복합추진계통은 태양전지, 2차전지, MPPT/PMAD 그리고 전기추진장치로 구성되며, 각 장비는 성층권 환경 및 지상에서 동작 가능해야 하며, 기체의 중량감소를 위해 소형·경량화 하였다.

태양전지는 미국 Sunpower社의 C60을 선정하였고, 투과율 향상 및 모듈화 작업을 통해 외부 충격으로부터 주익을 보호할 수 있는 구조로 설계되었다. MPPT/PMAD는 외부온도나 일사량이 변해도 태양전지의 최대전력을 출력하고, 비행체

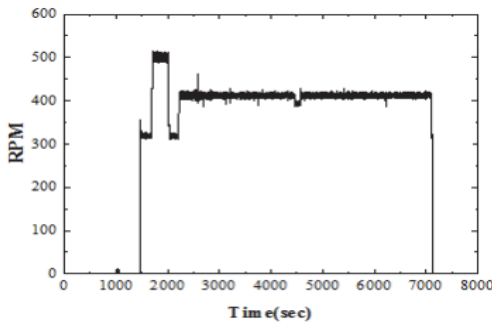


Fig. 11 RPM command.

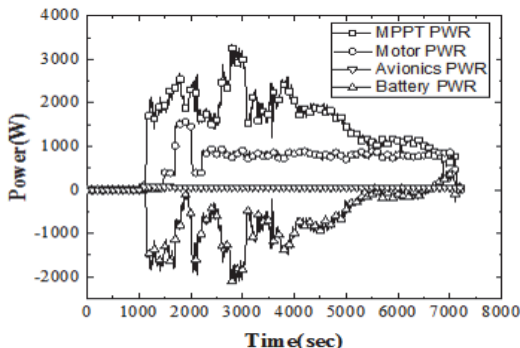


Fig. 12 Power balance.

의 추진장치 및 탑재장비에 전력을 분배하는 장치로써, 다중 입력전원 및 출력을 지속적으로 모니터링/관리하여, 각 전력원을 효율적으로 관리할 수 있도록 설계하였다. 2차전지는 운용 시 부족한 전력을 공급하거나 비상 시 전력공급을 하며, PMAD와 연동하여 55 V 이하의 전원을 입력받도록 설계하였다. 전기추진장치는 모터 및 제어기로 구성되며, 환경요인 및 모터 종류별 특성 분석을 고려하여 선정하였다.

복합추진계통의 구성품은 각각의 기능·성능·환경시험을 거치고, 하나의 시스템으로 통합하여 지상검증시험을 수행하였으며, 이를 통해 시스템의 기능 및 정상작동 여부를 확인하였다. 지상검증시험은 발생전력과 소모전력을 일정하게 변화시키며 시스템의 안정성을 확인하는 정적시험과 모드 전환 시 시스템의 출력을 확인하는 운용모드 전환시험, 구성품을 비행체에 탑재하여 통합시스템을 검증하는 통합시스템 지상검증 시험이 있으며, 각 시험들을 수행한 결과 구성품 및 통합계통이 정상 작동함을 확인하였다. 추가적으로 본 연구를 수행한 결과를 바탕으로 비행시험 전 계통점검 및 체계점검을 수행할 예정이며, 고고도 비행시험을 수행할 계획이다.

References

1. Joon, K., "Fuel Cell- a 21st Century Power System," *Journal of Power Sources*, Vol. 71, Issues 1-2, pp. 12-18, 1998.
2. "Airbus," retrieved 20 Dec. 2016 from <http://defence.airbus.com/portfolio/uav/ze-phyr.html>.
3. Colozza, A.J., "Effect of Power System Technology and Mission Requirements on High Altitude Long Endurance Aircraft," NASA CR-194455, 1994.
4. Nam, Y.K. and Park, T.S., "A Research for Energy Harvest/Distribution/Control of HALE UAV based on the Solar Energy," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 19, No. 4, pp. 77-84, 2015.
5. Song, J.H. and Nam, Y.K., "A Numerical Study On Thermal Characteristics of HALE UAV Solar Arrays," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 21, No. 5, pp. 29-36, 2017.
6. Park, P.M., Lee, B.H. and Kim, K.B., "Environmental Test of Electric Propulsion System for High Altitude Solar UAV," *45th KSPE Autumn Conference*, Gyeongju, Korea, pp. 344-347, Nov. 2015.
7. Hwang, S.J., Kim, S.G. and Lee, Y.G., "Developing High Altitude Long Endurance (HALE) Solar-Powered Unmanned Aerial Vehicle (UAV)," *Journal of The Society for Aerospace System Engineering*, Vol. 10, No. 1, pp. 59-65, 2016.
8. "Sunpower," retrieved 30 Jul. 2018 from <http://us.sunpower.com/>.
9. Song, J.H. and Ko, H.Y., "Environmental Test of Propulsion System for Solar-Powered UAV," *KSAS Spring Conference*, Samcheok, Korean, pp. 619-620, Apr. 2017.