

# 장기체공 드론용 하이브리드 전기 추진시스템 성능 평가

강병규<sup>\*,1)</sup> · 김근배<sup>1)</sup>

<sup>1)</sup> 한국항공우주연구원 항공연구소

## The Evaluation of an Electric Hybrid Power System for the High Endurance Drone

Byeong Gyu Gang<sup>\*,1)</sup> · Keun-Bae Kim<sup>1)</sup>

<sup>1)</sup> Aeronautics Research Directorate, Korea Aerospace Research Institute, Korea

(Received 10 January 2022 / Revised 26 July 2022 / Accepted 20 September 2022)

### Abstract

This research shows the test performance of a 6 kW-scale hybrid electric power system for the high endurance drone. The power system is composed of a two-stroke reciprocal engine, starter-generator and battery, and they are integrated as one power unit. The engine is designed to provide the house for holding the starter-generator at the end of a crankshaft in turn the engine and starter-generator can maintain the same speed during the operational period. In this way, the generated power is readily controlled by just manipulating an engine throttle movement. Moreover, the starter-generator can initiate an engine operation with an aid of battery power until the combustion process becomes stabilized. In consequence, integration mechanism between an engine and generator is simplified, which results in weight reduction achieved. The duty of back-up battery is to provide a starting power to generator via a system controller in addition to covering momentarily power shortage. Therefore, the electric power system is vindicated to provide 6 kW power through a ground test.

Key Words : Two-Stroke Engine(2행정 엔진), Starter-Generator(발전기), Electric Power System(전기동력시스템)

### 1. 서론

현재 무인기용 동력 장치로 사용되는 배터리는 여전히 에너지 밀도가 낮아 체공 시간을 제약하는 요소이다. 하지만 사용의 편리성과 사용 후 관리 및 유지

보수의 용이성 때문에 배터리를 단일 동력원으로 사용하는 무인기 시스템이 증가하는 추세이다. 그리고 최근 원유 가격의 상승은 배터리를 동력원으로 채택하는 비율을 더욱 가속화 시키고 있다. 또한 선진국을 비롯한 많은 국가에서 탄소중립을 선언하고 화석연료 사용량을 감축하는 에너지 정책을 펴고 있어 항공산업 관련 대기 오염원을 줄이기 위한 규제도 예상된다. Pia Hoenicke의 연구에 따르면 항공산업에서 배출하는

\* Corresponding author, E-mail: kbg5362@kari.re.kr  
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

CO<sub>2</sub>양이 전 세계에서 배출하는 CO<sub>2</sub>양의 약 2.1 % 정도<sup>[1]</sup> 아직까지는 환경오염에 미치는 영향이 적지만, 항공산업이 발전함에 따라 CO<sub>2</sub>배출량은 지속적으로 증가할 것으로 예상된다. 그러므로 이런 문제를 해결하기 위해 전기를 이용한 동력원의 사용은 더욱더 증가할 것으로 예상된다. 또한 각종 센서의 발달과 넓은 운영반경에 맞는 임무 수행을 위해서 장시간 운영을 보장할 수 있는 동력시스템이 필요하지만 배터리 전력만으로는 아직 부족하다. 한 논문의 연구에 따르면 현재 배터리가 가질 수 있는 에너지 총량은 일반적인 항공유가 지닌 에너지의 약 2.5 % (payload 20 passenger 기준)의 에너지를 저장할 수 있어 아직까지 배터리 동력만으로 사람을 이동시키는 사업은 많은 제약이 있다고 기술하고 있다<sup>[2]</sup>.

이런 문제점을 보완하기 위해 환경 규제와 에너지 출력 요구를 동시에 충족시킬 수 있는 연료전지와 배터리를 혼합한 하이브리드 방식을 선택하여 요구 성능을 개선하기도 한다. 하지만 연료전지는 높은 출력에 대한 내구성 문제와 습도 및 온도 등 자연환경의 조건에 따라 출력 밀도의 변동성이 있어 사용 범위가 제한적이다. 그리고 높은 연료전지 제조 단가와 수소 충전소의 접근성은 여전히 개선이 필요하다.

따라서 본 연구에서는 내연기관의 엔진과 발전기 그리고 배터리를 이용한 전기추진시스템을 구성하여 오염물질의 배출을 최소화 하고, 중간 크기급(50 kg) 무인기 임무 시간을 최대 2시간 보장할 수 있는 전력 시스템을 개발하고 평가를 수행하였다. 평가 방법은 AC 모터를 이용한 다이نام로 시험을 통해 설계된 RPM에서의 엔진 토크와 회전 속도를 측정하여 성능을 검증하였다. 다이نام로에 설치된 엔진 및 발전기 출력 측정을 위해 특정 회전속도에서 AC 모터에 역으로 걸리는 저항을 센서로 측정하였고 이를 힘과 회전수로 변환하여 출력을 계산하였다. 특히 다이نام로 축의 고속회전 시 진동으로 인해 측정 데이터의 값이 부정확할 수 있어 장비 설치 시 주의가 필요하다.

실제 전기 동력 시스템은 엔진의 힘으로 발전기를 돌려 전력을 생산하고 모터를 구동한다. 전기 동력시스템은 2행정 엔진과 발전기 그리고 배터리로 구성되며, 시스템 제어기를 통해 출력을 제어한다. 정격 출력은 6 kW급이며 상황에 따라 배터리 출력과 함께 최대 12 kW급의 출력을 제공한다. 이 시스템에서 일반적 출력은 엔진/발전기에서 제공되며, 발전기에서 생산한 전력은 제어기 기능중의 하나인 Rectifier를 통

해 DC 전력으로 변환되어 전자 부하에 공급된다. 본 논문에서는 설계가 완료된 하이브리드 전기 동력시스템의 성능을 평가하였고, 그 결과를 기술하였다.

## 2. 하이브리드 동력시스템 구성

하이브리드 동력시스템 중 주 동력원은 177 cc급 2행정 엔진과 영구자석이 표면에 부착된 전동기 표면 부착형 발전기로 구성되며, 발전기는 엔진의 크랭크 축에 부착된다. 엔진은 2개의 실린더 헤더로 구성된 본체와 엔진 제어장치, 스로틀 서보 그리고 연료 펌프로 구성되어 시스템 구조가 단순하며 Power to Weight Ratio 상대적으로 높다. 연료는 가솔린을 사용하였고, 엔진 제어기는 엔진 상태를 진단하고 엔진 회전속도에 따라 연료 분사량과 실린더 내 점화시기를 조절하여 부하 조건에 맞는 출력을 제공한다. 발전기는 외전형 발전기로 자석이 표면에 부착된 회전자와 코일이 포함된 고정자로 구성되며, 16극 15슬롯의 형상을 갖추고 있다. 발전기 효율은 운용 온도 80 °C 이하에서는 최대 90 %의 효율을 유지하도록 설계하였고, 내부 열 관리는 회전자 하우징에 쿨링팬을 부착하여 엔진의 회전속도에 따라 엔진 실린더헤더와 발전기의 온도를 동시에 제어 하도록 설계하였다. 또한 발전기는 엔진 시동 시 배터리로부터 전력을 공급받아 엔진 모터링을 구현할 수 있도록 일체형으로 설계하여, 시스템 설계의 복잡성을 줄이고 제어로직을 단순화 하였다. 배터리는 엔진 시동 시 모터링 기능과 임무에 따른 일시적 과부하에 대응할 수 있도록 설계 하였으며, 엔진/발전기의 전력발생 상황에 따라 배터리관리 시스템을 통한 충전과 방전이 일어날 수 있도록 설계 하였다.

그리고 하이브리드 전기 동력시스템 구조는 아래 Fig. 1과 같다. 하이브리드 전기 동력시스템은 엔진에서 발생한 토크를 이용하여 발전기를 구동시키고 PWM(Pulse Width Modulation) 신호로 발전기 속도를 제어하여 발생한 전력을 부하에 제공한다. 이때 발전기에서 생산한 전력은 AC전력이며 제어기의 Rectifier를 통해 DC 전력으로 변환하여 전자부하에 제공한다. 하지만 제어기의 설계 효율에 따라 많은 에너지 손실이 발생 할 수가 있어 에너지 손실을 최소화 할 수 있는 설계가 필요하다.

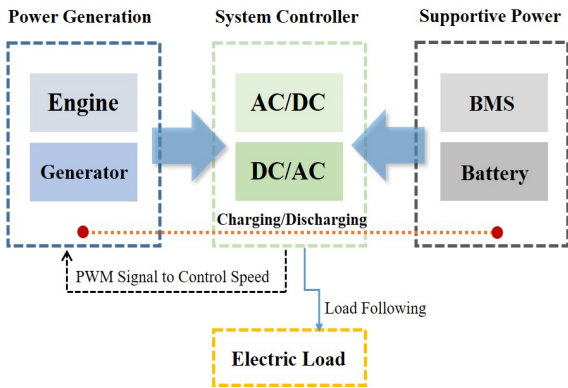


Fig. 1. The system architecture of a hybrid power system

### 3. 엔진 및 발전기 성능 평가

개발된 2행정 엔진 시험을 위해 다이나모를 이용하여 설계 성능을 검증하였다. 다이나모는 전기모터 힘을 이용하여 엔진을 원하는 속도로 회전시켜 RPM 구간별 최대토크, 최대출력 및 엔진온도 등을 측정하여, 설계된 엔진의 구간별 성능을 분석 할 수 있는 장비이다. 하지만 모터를 이용한 다이나모 시험은 정적 효율에 초점을 맞춘 시험으로 실제 비행과 같은 동적 성능 시험을 구현 하기는 한계가 있다. 본 연구에서는 설계된 엔진 RPM에서 실제 비행 프로파일 영역에서의 출력 토크와 회전 속도를 모사하는 시험을 수행하였다.

시험 방법은 모터에 연결된 축을 돌려 엔진 시동 토크를 측정하고 Idle RPM의 안정화 확인 후 일반적인 운용 구간인 6000 RPM까지 회전속도를 증가 시켜 성능을 검증하는 방법으로 진행하였다. 2행정 엔진과 같이 형상이 단순한 엔진은 엔진 자체에 구동 장치가 없어 일반적으로 다이나모 장비를 통해 기본 성능 검증 시험을 수행한다. 아래 Fig. 2와 Fig. 3은 다이나모 장비에 엔진 및 발전기를 장착하여 시험하는 장면을 보여준다.

같은 방법으로 시동 발전기 성능 시험도 다이나모 시험을 통해 검증하였다. 시험 방법은 전기 모터의 힘으로 발전기를 회전시켜 엔진 운영 속도 대역에서 발생하는 전력과 필요한 토크를 측정하였다. 이때 토크는 엔진과 발전기 결합 시 엔진에서 만들어내야 하는 힘이다. 여기서 엔진 토크는 엔진/발전기/제어기 결합 시 발생하는 에너지 손실을 고려한 설계가 필요하다.

그리고 발전기 정류기 및 Wire Harness 효율 등을 고려한 최종 출력 설계가 필요하다. 그러므로 엔진 토크는 발전기에서 요구하는 토크보다 조금 더 큰 여유마진을 가져야 운영 중 엔진 꺼짐과 같은 현상이 발생하지 않는다<sup>3)</sup>.

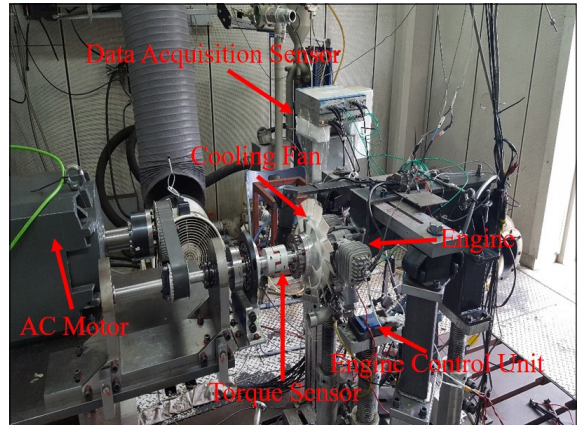


Fig. 2. An engine performance test via a dynamometer

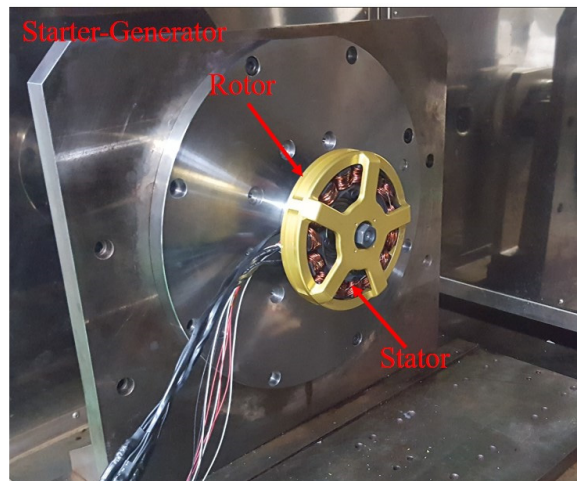


Fig. 3. A generator test performed through a dynamometer

Table 1은 다이나모 테스트 결과를 보여주며, Table 1에서 알 수 있듯이 초기 엔진 시동에 필요한 토크 11 Nm이며 이 에너지는 배터리로부터 공급받는다. 따라서 본 연구에서 개발된 배터리는 운영 온도 등을 고려하여 최소 3회 이상 연속 시동이 가능하도록

너지 용량 설계를 하였다. SAE-AIR 781 Guide에 따르면 배터리 운용 온도 21 °C ~ 32 °C에서 2분 동안 30 초 간격으로 4회 시동이 가능하도록 설계를 진행하고 이 후 배터리 용량은 최소 60 % 이상을 유지하도록 권장하고 있다. 하지만 연속 시동 후 전압 강하로 인한 다른 시스템에 대한 영향성도 고려하여 설계를 진행해야한다.

Table 1. The result of a dynamo test

Speed (RPM)	Engine Torque (Nm)	Generator Torque (Nm)	Voltage (V)
3000	11	•	•
4000	12.5	•	•
5000	18	•	48.7
5600	18	6.6	49.4
5700	18	8.2	49.5
6000	18	9.8	50
6200	18	11.3	50

다이노모 시험 결과 엔진 토크 6200 RPM에서 18 Nm를 유지하고 이때 발전기에서 필요로 하는 토크는 11.3 Nm이며 발생 전압은 50 V이다. 따라서 다이노모 시험을 통해 엔진에서 발생한 토크로 발전기 구동에는 문제가 없음을 확인 하였고, 또한 6000 ~ 6200 RPM 영역에서 발전기 전압이 50 V를 유지함도 확인 하였다. 하지만 다이노모에서는 AC모터를 이용하여 구간별 RPM을 상대적으로 정확하게 구현 할 수 있지만, 실제 엔진 내부의 연소를 통해 구간별 RPM을 구현할 경우 연소의 안전성 여부에 따라 오차가 발생하여 일시적 성능 저하가 발생 할 수 있다.

#### 4. 엔진/발전기 통합성능 평가

본 연구에서는 무인기 이륙 무게 50 kg을 고려한 정격출력 6 kW급 하이브리드 동력시스템 성능 평가를 Fig. 4와 같은 방법으로 수행 하였다. 순수 엔진/발전기 무게는 약 8 kg이며 정격 출력 성능을 알아보기 위해 엔진 스로틀 서보 모터를 천천히 85 %까지 증가시키고 이때 전자부하에 6 kW급 부하를 인가하여

엔진 RPM 대비 발전기에서 생산한 전력을 측정하였다. 측정 결과는 Fig. 5와 같다.

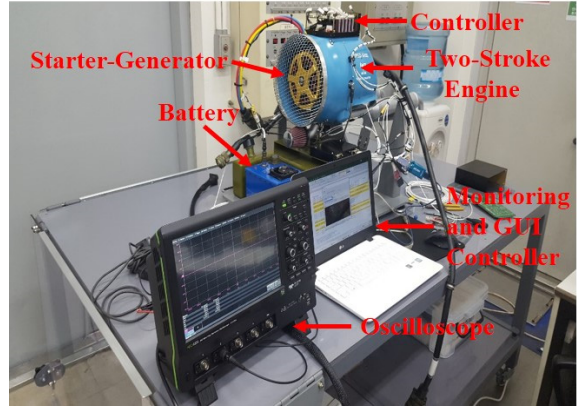


Fig. 4. The Integrated hybrid power system

Fig. 5에 따르면 스로틀 10 % 이상에서 엔진 안정화를 위해 2분 동안 운영 하였고, 이때 엔진 회전속도는 약 3000 RPM 정도이다. 하지만 엔진 모터링 시 엔진 RPM은 4000 이상으로 올라간다. 이때 전력은 배터리로부터 공급 받으며 DC 전력이 AC 전력으로 변환되어 공급된다. 엔진 출력이 안정화 된 후 엔진 스로틀을 80 % 이상으로 올려 RPM 6000 대역에서 정격 출력인 6 kW의 성능이 40분간 유지됨을 확인 하였고 이때 무게대비 에너지 밀도는 약 750 W/kg로 측정되었다(순수 엔진/발전기 무게기준). 하지만 스로틀 증가분 대비 엔진의 회전속도가 같은 비율로 증가하지 않아 엔진 튜닝 필요함을 알 수 있다.

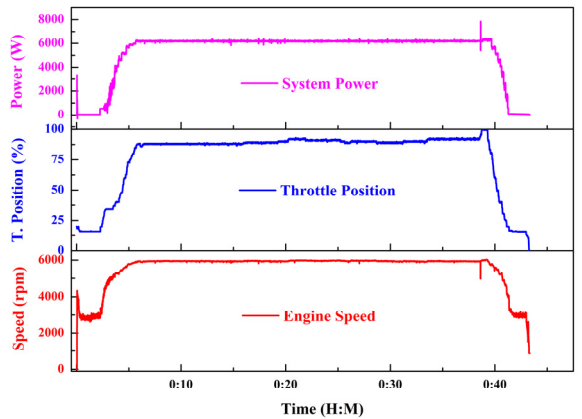


Fig. 5. The result of an integrated power system

본 과제에서 정한 정격 출력 6 kW는 항공우주연구원에서 개발한 중간 크기급 무인기(MTOW, 50 kg) 순항에 필요한 에너지 용량을 계산한 것이며, 전기동력 시스템 국산화 사업을 통해 무인기용 엔진/발전기 설계 및 제작 기술을 확보하여 무인기 운영 시 장기체공이 가능하도록 하는 것이다.

전기 동력시스템 운용분석 결과 발전기 최대 효율은 AC/DC 변환 정류 기준으로 90 % 이상이며, 정격 출력은 RPM 6000 대역에서 6 kW이다. 이는 엔진 축 동력의 약 85 %에 준하는 에너지가 발전기를 통해 전자부로 공급됨을 의미한다. 또한 6000 RPM 이상의 고 회전영역에서는 최고 7 kW까지 전력 발생이 가능하지만 연속 운영 시 연료 효율 및 엔진 내구성 문제가 발생할 수 있어 운영시간은 3분으로 제한하였다.

### 5. 배터리 성능 평가

배터리 성능 평가를 위해 엔진/발전기 운용시간 동안 배터리 성능을 측정하였다. 배터리는 리튬폴리머를 사용하였으며 배터리 관리 시스템을 내장하고 있어 과전압 및 과전류에 대한 안전장치 기능을 갖추고 있다.

엔진/발전기가 정격 출력을 유지하는 동안 배터리 성능은 Fig. 6과 같다. 초기 엔진 시동 시 배터리에서 제어기를 통해 엔진 모터링에 필요한 전력을 공급함으로써 초기 전압이 순간 50 V 아래로 떨어지는 현상을 관찰 할 수 있다. 따라서 엔진 시동 시 배터리와 연결된 다른 장비들의 전력 요구도를 파악 후 배터리 전압을 결정해야 한다. 또한 초기 엔진 스로틀 증가 시 발전기에 생산한 전력이 부하의 전력 요구도를 충족시키지 못하여 배터리에서 전자부하로 에너지를 공급함을 알 수 있다. 엔진/발전기는 실린더헤드에서 출력을 내기 위한 연소시간이 필요하여 이와 같은 현상이 발생한다. 따라서 배터리 설계 시 온도를 고려한 엔진 모터링에 필요한 전력과 정격 출력까지 도달하기 전까지 필요한 전력을 분석하여 배터리 용량을 결정해야 한다.

엔진 시동 후 엔진/발전기에서 생산한 정격 출력이 안정화 되면 배터리는 대기 모드로 진입하여 에너지 소모가 발생하지 않는다. 또한 엔진/발전기에 생산한 여분의 전력으로 인해 배터리가 충전되는 것을 배터리의 State Of Charge 통해 확인 할 수 있다. 하지만 엔진/발전기 운영 정지를 위해 엔진 스로틀을 급격하

게 줄이면 엔진/발전기에 생산한 전력이 급격히 감소하여 배터리에 저장된 에너지가 소비됨을 알 수 있다. 따라서 내연기관을 활용한 전력시스템 구성 시 배터리 설계도 중요한 설계 요소임을 알 수 있다.

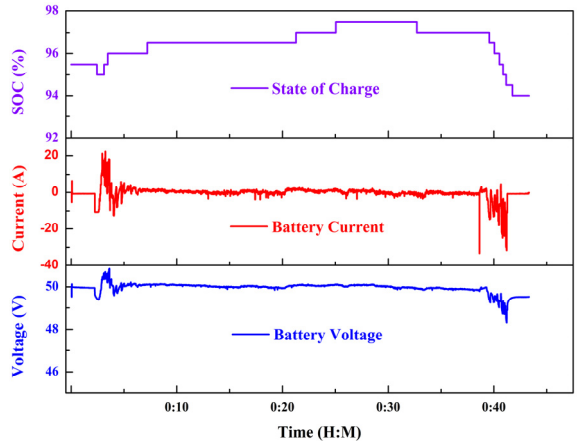


Fig. 6. The result of battery performance

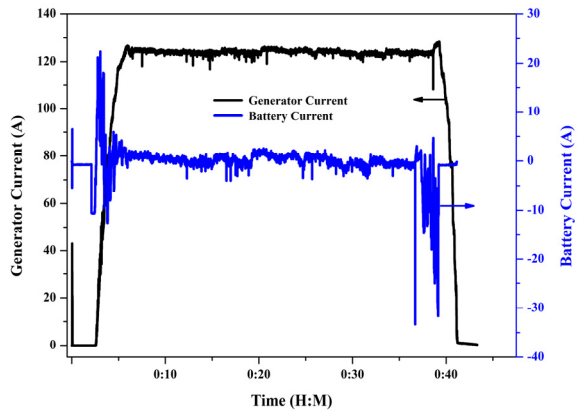


Fig. 7. The current generated is measured during an engine/generator operation

특히 다양한 운영 조건에서 배터리의 SOC 측정하는 설계는 시스템 운영에 중대한 영향을 미치는 인자이기 때문에 특별한 주의가 필요하다<sup>[4]</sup>. 그리고 엔진/발전기 성능을 평가하기 위해 엔진/발전기 운용시간 동안 발전기에서 생산한 전력 (부하 요구전력)과 배터리에서 소모한 전력을 Fig. 7과 같이 비교하였다. 엔진/발전기에서 생산한 전력은 정격 출력에서 120 A이며 40분 동안 안정적으로 발생함을 알 수 있다. 따라

서 엔진 발전기 시동 및 정지 시 에너지 변곡점에서 필요한 전력은 배터리에서 제공된다. 그리고 배터리에 저장된 에너지는 엔진/발전기와 전자부하의 관계에 따라 완충제 역할을 하는 것을 알 수 있다. 하지만 실제 무인기 이·착륙 시 배터리에서 부하로 공급하는 순간 전류량은 지상시험에서 발생한 전류 값보다 높아 전압 강하 및 열 문제가 더욱더 심각할 수가 있어 배터리 관리시스템을 통한 효율적인 설계가 필요하다.

## 6. 결론

본 연구에서는 무인기용 엔진/발전기와 배터리를 결합한 하이브리드 전기 동력시스템 성능 평가를 수행하였다. 엔진은 177 cc급 2행정으로 형상이 단순하고 가벼워 무게대비 에너지 밀도가 높다. 또한 엔진 크랭크축에 발전기를 부착시킴으로써 시스템 부피와 무게를 동시에 감소시켰다. 그러므로 엔진 스로틀 서보모터 조종을 통해 발전기 전력 제어를 쉽게 할 수 있다.

엔진/발전기는 정격 출력에서 120 A의 전력을 생산하며 전압은 50 V를 유지한다. 이는 배터리 전압과의 대조를 통해 시스템 운영에 따른 전압 차이만큼 충전과 방전이 발생할 수 있도록 설계를 한 것이다. 시스템 운영을 통한 배터리의 충전과 방전은 전력 제어를 단순화하여 사용자가 엔진 스로틀 조절만으로 전자부하의 요구도를 만족시킴과 동시에 배터리 충전과 방전을 할 수 있어 시스템 사용이 용이하다. 또한 엔진/발전기/배터리 조합으로 순간 높은 출력까지 대응이 가능하여 무인기의 최대 이륙 무게와 운영 시간을 조절하면 장기체공이 가능하다.

본 연구에서는 무인기 이륙 무게 50 kg을 고려한 정격출력 6 kW급 성능의 엔진/발전기를 설계 하였고, 시스템 통합 후 성능 평가를 진행 하였다. 또한 비상

상황을 고려한 배터리 설계도 진행하여, 엔진/발전기 고장 시 배터리 전력만으로 최대 3분동안 6 kW 전력을 공급할 수 있다.

## 후 기

본 과제는 ‘GR22260 탑재장비 10 kg 및 2시간 비행이 가능한 복합임무용 하이브리드 드론 개발’ 과제 지원으로 수행 되었습니다.

## References

- [1] Pia Hoenicke, Debjani Ghosh, Adel Muhandes, Sumantra Bhattacharya, Christiane Bauer, Josef Kallo, Caroline Willich, Collins, “Power Management Control and Delivery Module For a Hybrid Electric Aircraft Using Fuel Cell and Battery,” Energy Conversion and Management, Vol. 244, p. 114445, 2021.
- [2] Jeffrey M. Collins, Dustin McLarty, “All-Electric Commercial Aviation With Solid Oxide Fuel Cell-Gas Turbine-Battery Hybrids,” Applied Energy, Vol. 265, p. 114787, 2020.
- [3] Byeong Gyu Gang, Keun-Bae Kim, “The Design of a Hybrid Engine System Based on a Reciprocal Engine For Unmanned Aerial Vehicles,” Journal of Aerospace System Engineering, Vol. 14, pp. 42-48, 2020.
- [4] Burak Tarhan, Ozge Yetik, Tahir Hikmet Karakoc “Hybrid Battery Management System Design For Electric Aircraft,” Energy, Vol, 234, p. 121227, 2021.