Check for updates

Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers
Vol. 25, No. 1, pp. 68-76, 2021

Technical Paper DOI: https://doi.org/10.6108/KSPE.2021.25.1.068

무인기용 직렬 하이브리드 동력시스템 운용 제어로직

이보화[a,*] · 박부민[a] · 김근배[a]

Operational Control Logic of Series Hybrid Power System for the Unmanned Aerial Vehicle

Bohwa Lee[a,*] · Poomin Park[a] · Keunbae Kim[a]
[a] *Aeropropulsion Research Division, Korea Aerospace Research Institute, Korea*
[*] *Corresponding author. E-mail: bhlee@kari.re.kr*

ABSTRACT

The series hybrid system targeted in this study uses a reciprocating engine, a generator, and a battery as a main power source for the unmanned aerial vehicle. The generator is directly connected to the drive shaft of the reciprocating engine, and the operating characteristics of the reciprocating engine-generator set were confirmed through ground integration tests. In this study, based on the test results, a control logic is proposed an efficient use of the reciprocating engine-generator power and battery power. Also, the power variations of the reciprocating engine-generator and battery according to the logic were verified through simulation. As a result, it was confirmed that the engine-generator power supplied the power required for propulsion along with the battery power by the proposed control logic.

초 록

본 연구에서 대상으로 삼은 직렬 하이브리드 시스템은 무인기용으로 왕복엔진, 발전기, 배터리를 주 동력원으로 사용한다. 발전기는 왕복엔진의 구동축에 직결되며, 왕복엔진-발전기 세트의 운용 특성은 지상통합시험을 통해 확인하였다. 본 연구에서는 해당 시험 결과를 바탕으로 왕복엔진-발전기 출력과 배터리 출력을 효율적으로 사용하기 위한 제어로직을 제시하였고, 로직에 따른 왕복엔진-발전기와 배터리의 출력 변동은 시뮬레이션을 통해 확인하였다. 그 결과, 발전기 출력은 제시된 제어로직에 의해 배터리 출력과 함께 추진요구전력을 공급함을 확인하였다.

Key Words: Series Hybrid System(직렬 하이브리드 시스템), Reciprocating Engine(왕복엔진), Generator(발전기), Battery(배터리), Operational Control Logic(운용 제어로직)

1. 서 론

멀티콥터를 비롯하여 배터리만을 주 동력원으로 사용하는 소형무인기는 배터리의 낮은 에너지 밀도로 인해 체공시간이 30분 내외로 짧으며

Received 6 July 2020 / Revised 10 November 2020 / Accepted 15 November 2020
Copyright Ⓒ The Korean Society of Propulsion Engineers
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License(http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

이에 따라 임무수행이 매우 제한적이다. 따라서 체공시간을 증대시키기 위해서는 내·외연기관 엔진을 주 동력원으로 사용하거나 엔진과 전기 동력원을 조합한 하이브리드 방식을 동력시스템으로 적용해야 한다[1-3].

소형 무인기용으로 하이브리드 동력시스템은 기존 내연기관의 효율성과 전기 동력원의 친환경 특성을 결합한 방식으로, 배터리만을 주 동력원으로 사용하는 방식에 비해 체공시간과 임무중량을 늘릴 수 있는 이점이 있다.

본 연구에서 대상으로 삼은 동력시스템은 0~90°까지 틸트 가능한 4개의 프로펠러 구동장치를 사용하여 수직이착륙은 물론 고속비행이 가능한 무인기(QTP-H : Quad Tilt Prop UAV -Hybrid)용으로, 목표 체공시간은 최대 2시간이다. QTP-H 무인기용 동력시스템은 목표 체공시간 동안 4개의 프로펠러-BLDC 모터 세트에 전력을 공급하기 위해서 왕복엔진, 발전기, 배터리팩을 사용한 직렬 하이브리드 방식으로 구성하였다[4, 5].

본 연구에서는 정격 4 kW급 직렬 하이브리드 동력시스템에 대한 지상통합시험을 통해 왕복엔진과 발전기에 대한 운전 특성을 확인하고, 동력시스템의 통합 운용 관점에서 엔진 스로틀 제어로직을 제시하였다. 또한 제어로직에 따른 전력원별 출력변동은 시뮬레이션을 통해 확인하였다.

Table 1. Specifications of QTP-H UAV [5].

Picture		
Weight	Gross Weight	48.0 kg
	Payload	3.0 kg
Rotor	No. of Rotor	4
	Disk Loading	12.6 kg/m^2
Airframe	Overall Length	2.06 m
	Overall Height	0.78 m
Performance	Hover Power	6.9 kW
	Loitering Power	4.0 kW
	Endurance	2 hours

2. 직렬 하이브리드 동력시스템 구성

2.1 연구대상 비행체 및 직렬 하이브리드 시스템

QTP-H 무인기에 대한 주요 제원은 Table 1과 같으며, 직렬 하이브리드 동력시스템 구성은 Fig. 1과 같다[4].

본 연구에서 적용한 직렬 하이브리드 구성은 각 전력원의 끝단(Terminal)이 별도의 DC-DC 컨버터 없이 전원버스와 직결되는 방식으로, 정류기(Rectifier)를 거친 발전기 전압과 배터리팩 전압이 버스 전압과 같다는 점이 특징이다. 발전기의 최대 출력전압은 배터리팩의 만충전 전압보다 같거나 높아야 하므로, 정류기를 거친 발전기의 개방회로전압이 배터리팩 전압보다 높도록 구성하였다. 버스 전압은 배터리팩 전압에 의해 결정되는데, 배터리팩의 SOC(State-Of-Charge)에 따라 변동하게 된다. 이러한 직렬 하이브리드 구성방식은 가장 간단한 방식으로 DC-DC 컨버터를 사용하지 않으므로 컨버터 추가에 따른 효율 감소를 피할 수 있고, 중량 절감, 신뢰도 향상, 저 비용으로 구성할 수 있는 등의 이점이 있다[6].

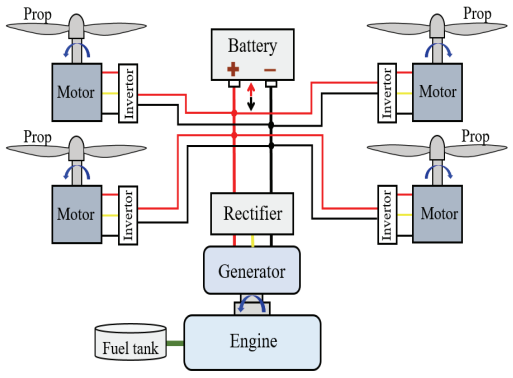


Fig. 1 Series-Hybrid Power System for QTP-H [5].

2.2 직렬 하이브리드 시스템용 동력원 선정 및 제작

본 연구에서 QTP-H UAV용 엔진과 발전기는 상용품 중에서 체계 요구조건인 출력과 무게, 내구성 요구조건을 충족하는 최대연속출력 6.5 kW 급의 2기통 MVVS-116 NP 수냉식 왕복엔진과 설리반(Sullivan) 사의 외전형 S676-700U-01 발전기를 선정하였다.

해당 엔진의 주요 제원은 Table 2와 같다. 엔진의 연료소모율 향상을 위해 Ecotron사의 전자식연료분사장치(EFI)를 사용하였으며, 엔진 냉각을 위해 별도의 라디에이터와 냉각팬을 사용하였다.

발전기의 주요 제원은 Table 3과 같다. 제작사가 제공한 발전기 성능맵으로부터 발전기의 최대 출력은 7,500 rpm에서 6.75 kW이며, 6,200 rpm @50 VDC 조건에서 출력은 5.1 kW를 이다[7]. 이 발전기는 Radial Flux Permanent Magnet Synchronous Machine(PMSM) 타입이며, 회전자와 고정자는 각각 14 극, 12 슬롯으로 구성된다.

직렬 하이브리드 구성을 위해, 발전기의 회전자는 엔진 크랭크 축에 직결되어 크랭크축 베어링에 의해 지지되며, 고정자는 마운팅 브라켓을 통해 엔진 크랭크 케이스에 장착되었다.

발전기의 3 상 AC 출력을 DC 출력으로 변환하기 위해 정류기는 별도로 제작하여 사용하였다. 정류기의 주요 제원은 Table 4와 같다.

배터리팩은 리튬 폴리머 셀을 13직렬 1병렬로 구성하였으며 주요 제원은 Table 5와 같다. 용량은 22 Ah이며, 공칭 전압은 48.1 VDC이다. 과충전, 과방전, 과전류, 단락, 고온 등 배터리에서 발생할 수 있는 위험요소로부터 배터리팩 보호

Table 2. Specifications of the Engine.

Picture	
Max. Power	10.4 kW @ 6,400 rpm
Torque	15 Nm @ 6,100 rpm
RPM range	1,000~7,500 rpm
Weight	3.1 kg

Table 3. Specifications of the Generator.

Picture	
Power	6.75 kW @7,500 rpm
RPM range	1,000~9,000 rpm
Size	∅178×L45 mm
Weight	2.9 kg

Table 4. Specifications of the Rectifier.

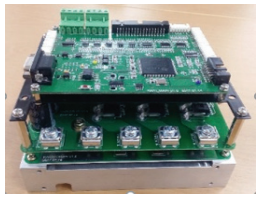
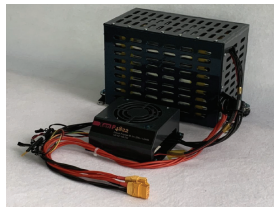
Picture	
Rated power	5 kW
Input voltage	25~60 V
Dimension	182(W)x126(D)x100(H)mm
Weight	1.344 kg (냉각팬 포함)

Table 5. Specifications of the Battery Pack.

Picture	
Capacity	22 Ah
Voltage range	44.4~54.6 V
Dimension	258(L)x167(W)x167(H)mm
Weight	6.69 kg

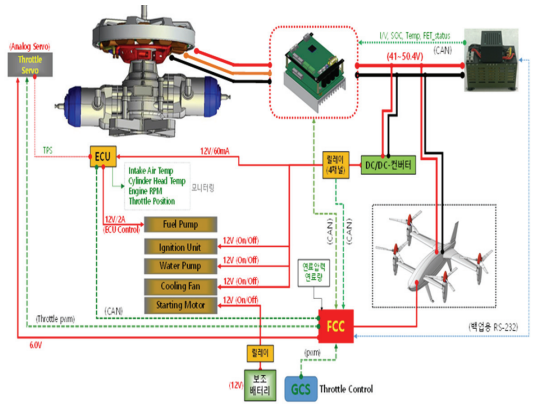


Fig. 2 Electrical interface Schematic for QTP-H [8].

를 위해 BMS(Battery Management System)를 적용하였고 적정온도 유지를 위한 냉각팬이 포함되었다. 또한 배터리팩의 정보(전압, 전류, SOC, 셀 온도)를 CAN 통신으로 비행제어컴퓨터(FCC)로 전송하기 위해 별도의 통신보드를 사용하였다.

2.3 비행체-동력시스템 전기적 인터페이스

하이브리드 동력시스템은 앞서 언급된 주요 동력원 외에도 엔진의 ECU(Engine Control Unit), 연료펌프, 점화장치, 냉각수 펌프, (라디에이터용) 냉각팬, 시동 모터와 같은 보기류를 포함한다.

Fig. 2는 QTP-H 비행체와 하이브리드 동력시스템의 전기적 인터페이스를 나타낸다. ECU는 연료펌프를 구동함과 동시에 스로틀 서보 제어에 따라서 엔진의 인젝터가 최적의 연료량을 분사할 수 있도록 제어한다.

정류기는 내장된 통신보드를 통해 발전기와 배터리팩의 정보를 수집하고 비행제어컴퓨터로

정보를 전송하며, ECU와 정류기 그리고 비행제어컴퓨터 간의 모든 정보 전달은 CAN 통신을 통해 이루어진다. QTP-H는 지상관제장치(GCS: Ground Control System)를 통해서 엔진의 스로틀 제어명령을 비행제어컴퓨터로 보낼 수 있으며, PWM 신호를 통해 엔진의 스로틀 서보를 제어한다[8].

엔진의 ECU와 점화장치, 워터펌프, 쿨링팬을

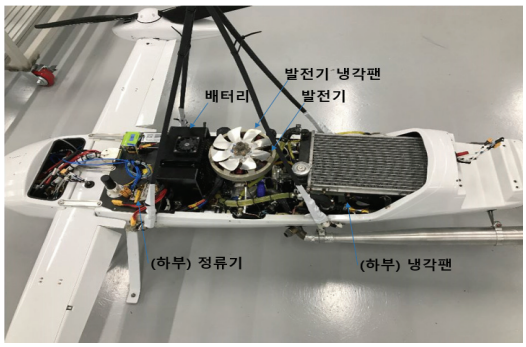


Fig. 3 The deployment of the hybrid power system.

가동하기 위한 보기시스템용 전원은 DC/DC 컨버터를 사용하여 버스 전압을 12 VDC로 변환하여 공급하였으며, 엔진 시동은 별도 외부전원을 이용하여 기동할 수 있도록 설계하였다.

전체 동력시스템은 Fig. 3과 같이 QTP-H 비행체 내부에 배치 및 장착된다. Fig. 3에서 발전기 냉각팬은 발전기 냉각을 위해 별도로 제작하여 발전기 회전자에 고정하였다.

3. 직렬 하이브리드 동력시스템 운용 시험

3.1 엔진-발전기 운용 성능 확인시험 준비

Fig. 3과 같이 하이브리드 동력시스템이 비행체에 장착(통합)된 상태에서 버스 전압에 따른 엔진-발전기의 운전 성능을 확인하기 위해서, 충/방전에 따라 전압이 변동하는 배터리팩은 사용하지 않고 왕복엔진-발전기, 정류기와 (별도의) 전자부하기를 사용하여 지상통합시험을 수행하였다.

지상통합시험 시, 정류기의 DC 출력단은 전자부하기의 입력단과 직결된다. 전자부하기는 CV (Constant Voltage) 모드로 설정하여 전압별로 부하를 바꾸어 가면서 엔진-발전기의 운용 성능을 확인하였다.

엔진-발전기 운용 성능 확인시험 시, 주요 측정변수는 전류, 전압, 회전속도, 스로틀, 온도 등이다. 이 중에서 정류기를 거친 발전기 전류는 션트 저항(400 A/50 mV)을 사용하여 측정하였고, 발전기 회전속도는 포토센서와 펄스미터를

사용하였다. 냉각수 입구 온도를 비롯한 엔진 크랭크 케이스, 외기 온도 등은 K-타입 열전대를 사용하여 측정하였다. 이 측정값들은 데이터 획득장치인 Dewetron사의 DS-Net 장비를 사용하여 모니터링 및 저장하였다. 엔진의 스로틀은 비행제어컴퓨터를 통해 PWM 신호에 의해 제어되며 범위는 0~100%이다.

3.2 무부하 조건 엔진-발전기 운용 성능 확인시험

왕복엔진이 운용 가능한 최저 스로틀 값을 확인하기 위해 먼저 무부하 조건에서 엔진-발전기의 운용 성능시험을 수행하였다. 해당 시험 모사를 위해 발전기로부터 발생된 전류가 0 A가 되도록 정류기의 출력단은 전자부하기와 결선하지 않고 개방(open)하였다.

엔진이 시동 후 Idle을 유지하는 조건에서 엔진 스로틀 변동에 따른 발전기 회전속도와 정류기를 거친 발전기의 전압 변동은 Fig. 4와 같다. 스로틀이 15%에서 22%까지 7% 변동할 때, 발전기의 회전속도는 1,700 rpm에서 4,100 rpm까지 변동하고, 발전기 전압(유기기전력)은 발전기의 회전속도에 비례하여 높아지므로, 회전속도의 변동에 따라 발전기의 개방 전압은 24 VDC에서 57 VDC 까지 크게 변동함을 알 수 있다.

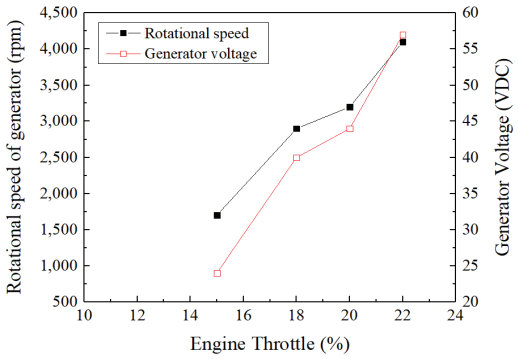


Fig. 4 Rotational speed and voltage variation of the generator versus engine throttle.

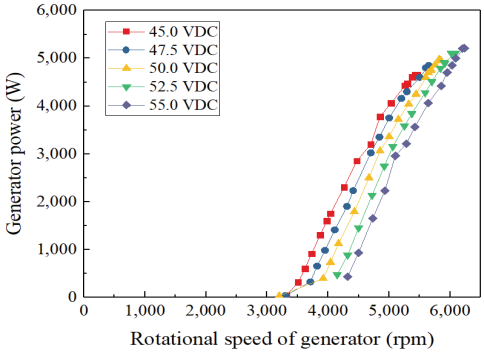


Fig. 5 Generator power variations versus rotational speed of generator.

하이브리드 시스템에서 무부하 상태는 배터리팩이 만충전된 상황에서 프롭의 동력소모가 없을 경우와 정류기 후단 배선이 단락되었을 경우 발생할 수 있다. 비행 중 무부하 조건이 발생할 경우 해당 스로틀에서 엔진의 회전속도는 무부하 RPM으로 가속되어 엔진 오버스피드가 발생할 수 있으며, 높은 발전 전압으로 인해 배터리팩의 BMS 및 체계 전자 시스템에서 파손이 발생할 수 있다. 따라서 하이브리드 동력시스템용 운용 로직과 별도로 엔진 오버 스피드 방지를 위한 최대 회전수 제한과 같은 보호(protection) 로직이 필요하다. 예를 들어, 엔진 회전속도가 6,500 rpm을 초과하면 스로틀을 줄여 6,500 rpm을 유지하도록 보호 로직을 설정할 수 있다.

3.3 부하조건 엔진-발전기 운용 성능 확인시험

부하조건에서 엔진-발전기의 운용 성능 확인을 위해 전자부하기는 CV 모드에서 (배터리팩의 주 전압범위와 동일한) 45.0 VDC에서 55 VDC까지 2.5 V 간격으로 조정하였다. 설정된 각 전압에서 스로틀 값은 엔진 Idle (20% 또는 25%)에서 100%까지 5% 간격으로 이동하였으며, 각 지점별 라디에이터용 냉각수 입구온도가 안정화되었을 때의 데이터를 기록하였다.

Fig. 5는 전압별 발전기 회전속도에 따른 발전 출력을 나타낸다. Fig. 5로부터 발전 출력은 특정 회전속도(3,300 rpm @45.0 VDC) 이상에서 발생함을 알 수 있다. 이 회전속도는 발전기의 회전속도에 따른 출력단 개방 전압이 전자부하기의 설정전압과 같아지는 회전속도이다. 따라서 해당 설정 전압보다 높은 전압을 발생하기 위해서는 발전기가 이 회전속도 이상으로 회전해야 한다.

Fig. 5로부터 동일한 회전속도에서도 전압별로

발전출력이 달라지며 전압이 낮을수록 발전 출력이 크다는 것을 확인할 수 있다. 높은 전압에서는 상대적으로 높은 회전속도에서 같은 출력이 발생하므로 (RPM 제한 로직이 적용되었을 경우) RPM 제한에 걸리기 쉬움을 알 수 있다.

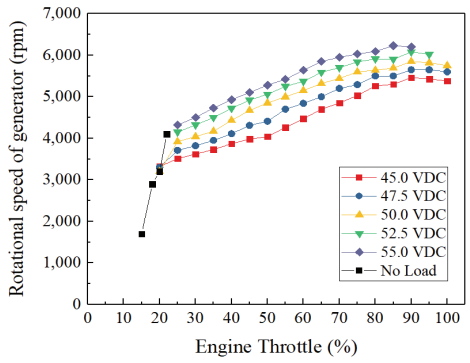


Fig. 6 Rotational speed variations of the generator versus engine throttle.

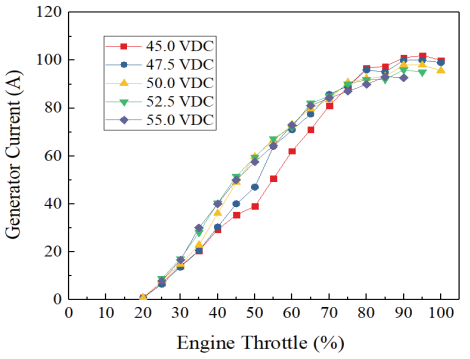


Fig. 7 Generator current variations versus engine throttle.

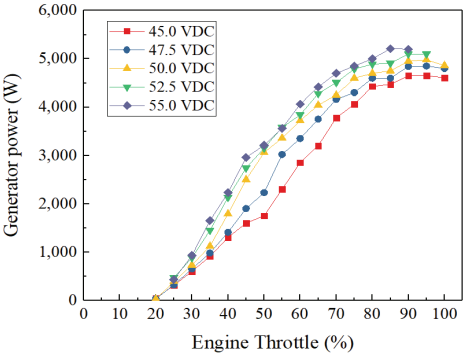


Fig. 8 Generator power variations versus engine throttle.

Fig. 6과 Fig. 7은 각각 전압별 엔진의 스로틀 변동에 따른 발전기의 회전속도와 발전 전류 변 동을 나타낸다. Fig. 6과 Fig. 7를 통해 스로틀이 증가해도 설정 전압이 출력되는 회전속도가 되기 전까지는 전류가 발생하지 않음을 확인할 수 있다. Fig. 6을 통해 설정 전압이 높을수록, 그리고 스로틀 값이 높을수록 발전기의 회전속도가 빨라짐을 알 수 있다. 스로틀이 증가함에 따라 엔진 회전속도(=발전기 회전속도)는 증가하지만, 엔진 회전속도에 의한 연소 속도가 왕복엔진 내 피스톤의 구동속도를 따라가지 못함으로 이에 따른 연소 압력의 저하와 고속 회전품의 기계적 마찰손실이 증가한다. 이에 따라 엔진 토크는 특정 회전속도 이상에서 오히려 낮아지는 현상이 발생하며, 이에 따라 왕복엔진의 출력도 특정 회전속도 이상에서 낮아지는 현상이 나타난다[9]. 왕복엔진의 구동축과 직결된 발전기의 출력도 이러한 영향을 받으므로, Fig. 7을 통해 스로틀 값이 증가할수록 발전전류가 증가하나 스로틀 90% 이후 증가폭이 오히려 감소함을 알 수 있다.

Fig. 8은 전압별 엔진의 스로틀 변동에 따른 발전 출력을 나타낸다. QTP-H가 순항 비행 시 필요로 하는 추진요구전력은 4 kW이다. 만약 왕복엔진-발전기의 출력만으로 4 kW를 공급하고자 할 경우, 스로틀은 45.0 VDC 일 때 75%이며, 55.0 VDC 일 때 60% 임을 알 수 있다. 즉 동일한 발전 출력을 내기 위해서는 전압이 높을수록 스로틀 값이 낮아짐을 알 수 있으며, 스로틀 85% @55 VDC에서 발전 출력이 최대임을 알 수 있다.

4. 직렬 하이브리드 동력시스템 운용 로직

4.1 제어로직 설정

버스 전압에 따른 엔진 스로틀 제어로직은 Fig. 9와 같이 선정하였다. 제어로직의 주요 목적은 엔진-발전기와 배터리팩의 전력이 비행에 필요한 추진요구전력을 공급하되, 적정 배터리 SOC 범위를 유지하기 위하여 전압별로 스로틀

을 조절하여 엔진-발전기의 전력과 배터리팩의 전력 간 전력공급비율을 달리하는 것이다.

Fig. 9에는 배터리팩의 SOC 성능 곡선을 제어로직과 함께 표기하였다. 이를 통해 (10A 방전을 기준으로) 배터리 SOC 50%에 해당하는 전압은 49.4 VDC이고 SOC 10%에 해당하는 전압은 47.6 VDC이며, 이후 급격히 전압이 감소함을 알 수 있다. 따라서 버스 전압에 따른 엔진 스로틀 제어로직 선정 시 Target 배터리 SOC 범위를 고려해야 한다. 본 연구에서는 순항 시 SOC 60% 이상 유지를 목표로 잡았다.

Fig. 9에서 엔진 스로틀 제어로직은 버스 전압이 높아질수록 엔진 스로틀은 낮아지는 경향으로, 버스 전압에 따라 총 4 가지 구간으로 구분할 수 있다. ① 구간은 비행 시작 시, 초기 만충전된 배터리팩이 방전되면서 발전기가 발전 영역으로 들어갈 때 거치게 되는 구간으로 버스 전압이 떨어지면 발전 출력이 발생하는 구간이다. ② 구간은 스로틀 값이 가장 급변하는 구간으로 이륙 비행과 같이 높은 추진요구전력이 필요한 구간에서 배터리팩의 출력과 함께 발전 출력이 공급되는 구간이다. ③ 구간은 주로 순항 비행 시 해당하는 구간이며, Target 배터리 SOC 범위에 따라 다양한 스로틀 값을 선정할 수 있다. ④ 구간은 엔진-발전기가 추진요구전력을 공급함과 동시에 배터리팩을 충전하는 구간으로 타 구간에 비해 엔진은 높은 스로틀 값에서 운전된다. 이에 따라 엔진-발전기의 출력은 추진요구전력보다 높은 전력을 공급하게 되므로, 추진요구전력을 공급하고 남은 여유전력으로 배터리팩 충전이 가능해진다.

4.2 제어로직 검증 시뮬레이션

이 상에서 제시된 제어로직에 따른 각 전력원 간 출력변동은 (비행시험에 앞서) 전력변동 시뮬레이션을 통해 미리 확인할 수 있다[10]. 본 연구에서는 시뮬레이션을 위해 MATLAB/Simulink 프로그램을 사용하였다.

QTP-H 비행 시나리오에 따른 추진요구전력을 공급하기 위해 엔진-발전기 출력은 버스 전압에 따른 스로틀 제어로직에 의해 결정되며, 버스 전

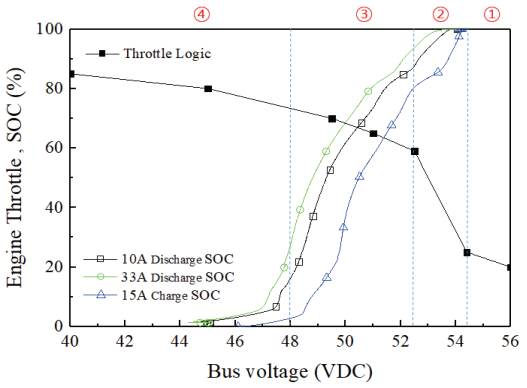


Fig. 9 Logic on the control of engine throttle according to bus voltage.

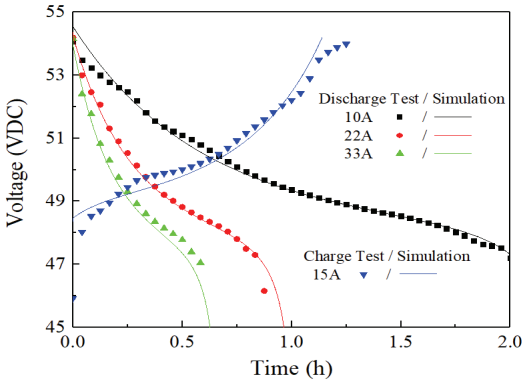


Fig. 10 Simulation and Experimental result, A battery pack characteristic curves

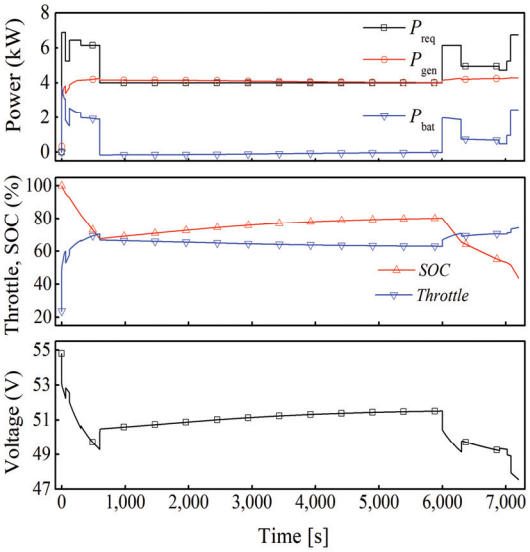


Fig. 11 Simulation results according to Throttle Logic.

Table 6. Parameters for a Battery Pack in SIMULINK Block.

항목	값
Battery type	Lithium-Ion
Nominal voltage (V)	48.0
Rated capacity (Ah)	21.0
Capacity @nominal voltage (Ah)	18.0
Fully charged voltage (V)	54.6
Initial SOC(%)	100
Exponential zone Voltage (V)	48.2
Exponential zone Capacity (Ah)	17

압은 배터리팩에 의해 결정된다. 따라서 시뮬레이션 시 버스 전압과 스로틀에 따른 엔진-발전기 출력은 Fig. 8의 결과를 2D Lookup Table로 모델링하였으며 배터리팩은 MATLAB/Simulink 프로그램에서 Simscape Electrical 라이브러리에 있는 Generic battery 모델을 사용하였다. 이 모델은 제작사의 데이터시트를 기반으로 배터리의 성능을 예측하기 위한 동적 배터리 모델(kinetic battery model)이다[11].

해당 Simulink 모델에 사용된 배터리팩에 대한 파라메터는 Table 6과 같이 설정하였다. 배터리팩은 모델링 결과 검증을 위해 15 A로 충전, 각각 10 A, 22 A, 33 A로 방전 시 전압 변동 시험결과와 Generic battery 모델을 사용한 시뮬레이션 결과를 Fig. 10과 같이 비교, 검증하였다.

QTP-H 비행시나리오는 총 2시간에 걸쳐 최대 출력이 요구되는 이륙, 천이 및 상승비행 구간과 최장 시간 출력이 요구되는 순항비행 구간, 그리고 천이 및 호버비행 구간으로 구성된다. 해당 비행 시나리오와 전력변동 시뮬레이션에 의해 제어로직에 따른 출력, 스로틀, SOC, 버스전압 변동은 Fig. 11과 같다. 비행 시나리오에 따른 추진요구전력은 P_{req}이며, 발전기와 배터리 출력은 각각 P_{gen}, P_{bat}이다.

0~600초 구간은 이륙 및 천이, 상승비행을 위해 추진요구전력이 가장 큰 구간이다. 이륙 시 필요한 추진요구전력인 6.889 kW를 공급하기 위해, 만 충전된 배터리팩은 발전기와 함께 추진요구전력을 공급함에 따라 전압이 낮아지고 전압 변동에 따라 스로틀이 23.75%에서 48.9%로 증가하면서 발전출력이 증가하기 시작한다. 이륙 직후, 나머지 전 구간에서 발전기 출력은 평균 4.123 kW를 공급하며, 이를 상회하는 추진요구전력은 배터리팩 출력이 공급함을 알 수 있다.

601~6,000초 구간은 순항 비행 구간으로 발전기 출력이 순항요구동력인 4 kW를 공급함과 동시에 여유전력으로 배터리팩을 충전함으로써 SOC는 67%에서 80%까지 회복된다. 배터리 전압은 상승하고, 스로틀은 감소함으로써 발전기 출력은 서서히 순항요구동력인 4 kW로 수렴해 감을 확인할 수 있다.

6,001~7,200초 구간은 천이 및 호버 비행 구간으로 이륙, 천이 및 상승비행 구간보다 2배 긴 시간동안 높은 추진요구전력이 필요한 구간이다. 따라서 발전기 출력은 순항비행 구간에서 80%까지 충전된 배터리 출력과 함께 추진요구전력을 공급하며, 급변하는 추진요구전력을 배터리팩이 커버함으로써 최종 배터리의 SOC는 44%가 된다. 시뮬레이션 동안 전압변동은 47.5~54.6 VDC 범위였으며, 스로틀 변동은 23.75~74.3% 범위임을 알 수 있다.

5. 결 론

본 연구에서 대상으로 삼은 쿼드 틸트 프롭 무인기는 왕복엔진, 발전기, 배터리를 주 동력원으로 사용한다. 해당 동력원들은 4개의 프로펠러 구동장치에 전력을 공급하고자 직렬 하이브리드 방식으로 통합된다.

본 연구에서는 왕복엔진과 발전기에 대한 지상통합시험을 통해 버스 전압별로 엔진 스로틀 변동에 따른 발전기 회전속도, 발전 전류, 출력 변동을 확인하였다. 엔진-발전기와 배터리팩의 출력이 비행에 필요한 추진요구전력을 공급하되, Target 배터리 SOC 범위를 유지하기 위하여 버스 전압에 따른 스로틀 운용 로직을 제시하였다. 또한 제시한 로직에 따른 각 전력원별 출력 변동을 확인하고자 전력변동 시뮬레이션을 수행하

였다. 그 결과 발전 출력은 전압에 따른 스로틀 제어로직에 의해 배터리팩 출력과 함께 비행 시나리오에 따른 추진요구전력을 공급함을 확인하였다.

본 연구에서 제시한 로직은 다양한 비행 시나리오과 외기 온도, 목표 운용 최저 전압(목표 배터리팩 SOC 레벨) 등에 맞게 조정되어 사용될 수 있다. 향후 직렬 하이브리드 시스템에 대한 운용 제어로직은 비행제어컴퓨터에 반영하여 QTP-H의 안전줄 시험 및 비행시험을 통해 실증할 예정이다.

후 기

본 논문은 한국항공우주연구원 주요사업의 일환으로 수행되는 "다중 전기추진 비행체 형상 및 체계설계연구"과제와 "유인 미래모빌리티 하이브리드 전기추진시스템 기술개발"과제의 지원을 받아 수행되었습니다.

References

1. Kim, K., Lee, B. and Park, P., "Technology Trends on the Electric Propulsion System," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 14, No. 1, pp. 70-82, 2016.
2. Glassock, R.R., Hung, J.Y., Gonzalex, L.F. and Walker, R.A., "Design, Modelling and Measurement of a Hybrid Powerplant for Unmanned Aerial Systems," *Australian Journal of Mechanical Engineering*, Vol. 6, No. 2, pp. 69-72, 2008.
3. Kim, K. and Lee, B., "Design and Performance Prediction of the Hybrid Power System for Small Multi-copter," *The Society for Aerospace System Engineering Spring Conference*, Jeju, Korea, Apr. 2018.
4. Kim, K. and Lee, B., "Design Characteristics on the Hybrid Power System for Quad-Tilt Prop," *Proceedings of the 2017 Korean Society of Propulsion Engineers Spring conference*, Jeju, Korea, Jun. 2017.
5. Lee, B. and Kim, K., "Ground Integration Tests of a 5 kW Series Hybrid Power System for the Unmanned Aerial Vehicle," *Program of the 2018 Korean Society of Propulsion Engineers Spring conference*, Jeju, Korea, Jun. 2018.
6. Ehsani, M., Gao, Y. and Emadi, A., *Modern Electric, Hybrid electric, and Fuel cell vehicles fundamentals theory and design*, 2nd ed., CRC Press, U.S.A., 2017.
7. World Wide Web location http://www.sullivanuv.com/wp-content/uploads/2017/12/S676-700U-01-Datasheet-2017.pdf
8. Kim, K., Lee, B., Yang, S., Lee, D., Kim, C., Yang, I., Lee, Y., Oh, J., Kand, B. and Park, E., "Research on High-efficiency Hybrid Power and Flight Control for Future Air Vehicle [Sub-1 : Power Technology Research]," Korea Aerospace Research Institute, Report No. 2019-045, 2019.
9. Blair, G.P., "Design and Simulation of Two-Stroke Engines," *Society of Automotive Engineers*, Warrendale PA, 1996.
10. Lee, B., Park, P., Kim, K. and Kwon, S., "The Flight Test and Power Simulaion of a UAV Powered by Solar cells, a Fuel cell and Batteries," J*ournal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 28, No. 1, pp. 399-405, 2014.
11. Tremblay, O. and Dessaint, L.A., "Experimental Validation of a Battery Dynamic Model for EV Applications," *World Electric Vehicle Journal*, Vol. 3, pp. 289-298, 2009.