

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(12), 1097-1107(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.12.1097

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

고정익 수직이착륙 무인항공기를 위한 하이브리드-전기 추진시스템의 타당성 연구

김보성*, 박정규*, 윤승현*, 조수영**, 하주형***, 박규성*** 이근호***, 원성홍****, 문창모*****, 조진수*****

Feasibility Study of a Series Hybrid-Electric Propulsion System for a Fixed Wing VTOL Unmanned Aerial Vehicle

Boseong Kim*, Jeonggyu Bak*, Senghyun Yun*, Sooyoung Cho**, Juhung Ha***,
Gyusung Park***, Geunho Lee***, Sunghong Won****, Changmo Moon*****, and Jinsoo Cho*****

Department of Mechanical Engineering, Hanyang University* *****

Department of Electrical Engineering, Hanyang University**

Graduate School of Automotive Engineering, Kookmin University***

Department of Electrical System, Dongyang-Mirae University****

Aerospace Business Development Division, Hankuk Carbon Co., LTD.*****

ABSTRACT

General VTOL aircraft uses gas turbine engine which has high power to weight ratio. However, in the VTOL UAV in small sector, the gas turbine as a prime mover is not adequate because of the limitation of the high fuel consumption ratio of the gas turbine. In this research, The Series Hybrid-Electric Propulsion System(SHEPS) has been proposed and technology survey & comparison analysis has conducted to constitute propulsion system for engine, electric motor and battery. To achieve this object a 65kg-class P-UAV from "Company I" was used. And to estimate the validity of power control algorithm and developed power management control, Matlab/simulink[®] has been used for the simulation. As a result, the developed algorithm worked comparatively well and the research has predicted that SHEPS was satisfied enough for 7 hour of endurance for mission profile.

초 록

일반적인 수직이착륙 항공기는 높은 출력대 중량비의 가스터빈엔진을 사용한다. 그러나 높은 연료 소모율로 인해 소형 항공기에는 적합하지 않다. 본 연구에서는 직렬 하이브리드-전기 추진시스템을 대안으로 제안하였으며, 시스템을 구성할 소형엔진과 전기모터, 배터리에 대한 기술조사·비교분석을 수행하였다. 연구를 위한 고정익 수직이착륙 무인항공기로 I社의 65kg급 수직이착륙 P-무인기를 사용하였다. 개발한 발전제어 및 전력제어 알고리즘의 타당성과 항속시간을 예측하기 위해 Matlab/Simulink[®]를 이용한 시뮬레이션을 수행하였다. 그 결과 알고리즘이 비교적 잘 작동하는 것을 확인하였고, 직렬 하이브리드-전기 시스템이 임무형상을 만족하는 7시간의 항속시간을 충분히 만족 할 수 있을 것으로 예측하였다.

† Received : August 7, 2015 Revised : November 10, 2015 Accepted : November 18, 2015

***** Corresponding author, E-mail : jscho@hanyang.ac.kr

Key Words : Series Hybrid-Electric Propulsion System(직렬 하이브리드-전기 추진시스템), VTOL Fixed wing UAV(고정의 수직이착륙 무인항공기), Power management System(전력 제어 시스템), Electric Motor(전기 모터), Battery(배터리)

I. 서 론

1950년대부터 실전에 투입된 회전익 항공기인 헬리콥터는 고정익 항공기에 비해 속도, 항속거리 및 유상하중에 제약이 있지만, 매우 높은 호버링 효율(hover efficiency)로 베트남 전쟁에서 우수한 전술적 가치를 보여주었다. 회전익 항공기는 빠른 기동성(maneuverability)과 별도의 이착륙 시설이 필요 없는 장점을 지니고 있으나, 고정익 항공기에 비해 현저하게 낮은 양항비(lift-to-drag ratio)를 가지며, 고속비행, 항속시간, 유상하중 등의 제약이 크다[1].

이러한 단점을 보완하기 위하여, 오늘날에는 Bell/Boeing의 V-22, KARI Smart UAV와 같이 고정익 항공기와 회전익 항공기의 장점을 모두 지닌 수직이착륙 항공기에 대한 연구와 개발이 진행되고 있다. 이와 같은 대형 수직이착륙 항공기의 경우 출력대 중량비(Power-to-weight)가 높은 가스터빈 엔진을 사용하므로, 이륙중량과 내부 공간의 제약이 있는 소형항공기에는 적용하기 어렵다. 왕복기관 또한 높은 운용 신뢰성을 갖지만, 낮은 출력대 중량비로 인해, 수직이착륙에 필요한 에너지를 공급하기 위해서는 추진시스템의 대형화가 불가피 하다[2].

현재 많은 개발이 이루어지고 있는 무인항공기 분야는 소형항공기가 주류를 이루고 있으나, 소형 고정익 수직이착륙 무인항공기에 대한 개발 사례는 이스라엘 IAI 社의 Panther외에 찾아보기 힘들다. 수직이착륙에 요구되는 동력을 공급하기 위해, P-무인기는 출력대 중량비가 높은 전기모터와 배터리를 추진시스템으로 채택하고 있으나, 배터리의 낮은 에너지 밀도로 인해 체공시간이 제한된다.

부피가 작고, 무게가 가벼우며, 효율적인 추진 시스템을 개발하기 위해서는 비에너지(specific energy)와 비동력(specific power)이 높은 에너지원과 에너지변환장치가 요구된다. 일반적으로 높은 비에너지는 체공시간(endurance)에 기여하는 반면, 높은 비동력은 항공기의 기동성능과 수직이착륙등과 같이 순간적으로 에너지 소모가 큰 특성에 영향을 미친다. 그러나 현재까지 상반되는 두 가지 특성을 모두 만족하는 에너지원과 에너지 변환장치는 존재하지 않는다.

만약 높은 비에너지와 비동력이라는 상반되는 두 가지 특성을 하나의 추진시스템에 모두 적용할 수 있다면, 엔지니어는 다양한 에너지원과 에너지 변환장치를 이용하여 추진시스템을 최적화할 것이다. 이러한 방법의 일환으로 최근에 하이브리드-전기 추진시스템(Hybrid-Electric Propulsion System)이 제안 되었다. 하이브리드-전기 시스템은 자동차 분야에서 널리 검증되고 사용되고 있으나, 최근에는 항공기 분야에도 적용하기 위한 다양한 연구 개발이 진행되고 있다. 배터리 에너지 밀도의 향상, 발전기 및 전력제어 기술의 발달로 소형항공기를 대상으로 한 하이브리드-전기 추진시스템의 기술적 타당성이 다음과 같이 보고되고 있다.

Cambridge 대학의 Robertson등[3]은 2.2 kW의 엔진과 11.2 kW의 전기모터를 이용하여 유인항공기용 병렬 하이브리드-전기시스템에 대한 연구를 진행하였다. Alatus Motor-Glider에 장착된 이 시스템은 2010년 첫 유인비행에 성공하여, 내연기관과 전기모터를 이용한 시스템의 가능성을 확인하였다.

Colorado 대학의 Jean Koster등[4]의 HELIOS 팀은 13 ft의 날개길이를 갖는 초소형 고정익 무인항공기에 0.9 kW의 엔진과 0.52 kW의 전기모터를 병렬로 연결한 하이브리드-전기시스템에 대한 연구를 수행하였다. 하이브리드-전기 추진시스템을 이용함으로써 기존 왕복엔진을 이용한 시스템 보다 12%의 연료를 저감하는 효과를 나타내었다.

Embry-Riddle Eagle Flight Research Center의 연구진[5]은 75 kW 출력의 엔진과 30 kW 전기모터를 이용한 병렬 하이브리드-전기 추진시스템을 구성하여 장기체공에 이점이 있음을 확인하였다.

Siemens, Diamond Aircraft, EADS(European Aeronautic Defence and Space Company)의 연구진[6], [7]은 DA36 E-Star 항공기에 70 kW 전기모터와 30 kW 엔진을 이용하여 직렬 하이브리드-전기 추진시스템을 구성하였다. 2011년에 비행에서 기존 왕복엔진 추진방식 보다 연료소모와 배기가스 배출에 있어 25%의 저감효과를 보였다. 또한 후속버전인 DA36 E-Star 2는 개량된 전기구동 시스템(Electric Drive System)으로 공허중량(Empty Weight)을 100 kg 가까이 감소시키며, 항속성능 개선에 기여하였다.

Cambridge 대학의 Friedrich 등[8]은 8 kW의 엔진과 12 kW 전기모터를 병렬로 구성하여 초소형 유인 항공기용 하이브리드-전기 추진시스템을 연구하였다. 시뮬레이션과 지상실험을 통해 타당성을 검증하였으며, 기존 왕복엔진방식에 비해 약 30%정도 연료를 감소시킬 수 있는 효과를 나타냈다.

NASA Langley Research Center의 Fredericks [9]등은 항속거리와 시간, 소음을 줄이기 위한 연구로써 다양한 종류의 수직이착륙 고정익 무인항공기를 제안하였다. 또한 수직이착륙 항공기의 큰 요구동력 차이로 발생하는 낮은 에너지 효율을 높이기 위해 하이브리드-전기 추진시스템이 적합함을 발표하였다. 제안된 항공기의 개념과 하이브리드-전기추진기술을 통해 전통적인 고정익 무인항공기보다 4배 이상의 순항 효율을 증가시킬 수 있음을 보였다.

이외에도 최근까지 다양한 연구진[10~14]에 의해 항공기용 하이브리드-전기 추진시스템이 야기하는 경제적, 환경적 이점과 그 타당성이 보고되었다. 그러나 대부분의 관련 연구가 CTOL(Conventional Take-off and Landing) 항공기에 초점이 맞춰져 있으며, 수직이착륙이 가능한 고정익항공기에 적용된 하이브리드-전기 추진시스템에 대한 연구는 미미한 실정이다.

본 연구에서는 최대이륙중량 65 kg인 고정익 수직이착륙 무인항공기의 7시간 임무상황을 만족할 수 있는 하이브리드-전기 추진시스템을 구성하였다. 시스템 구성방법으로 다수의 프로펠러를 가진 항공기에 적합한 직렬 하이브리드-전기추진 방식을 선정하였다. 현재까지 상용화된 엔진, 전기모터, 배터리 기술 분석을 통해 적합한 구성품을 선정하였으며, Matlab/Simulink[®]를 통해 전력 공급시스템 시뮬레이션을 진행하였다. 또한, 선정된 엔진의 항속시간 비교를 통해 임무시간을 만족할 수 있는 타당성을 확인하였다.

II. 하이브리드-전기 추진시스템

2.1 하이브리드-전기추진 대상 항공기

본 연구에서는 I社의 P-무인기를 대상으로 직렬 하이브리드-전기 추진시스템에 대한 연구를 수행하였다. P-무인기의 형상은 Fig. 1과 같다. P-무인기는 틸트로터(Tilt-rotor) 전기추진 항공기로서 설계되었으나, 현재 연구단계에서는 순항 시 높은 효율을 위해 가변피치 프로펠러 기능만을 구현하였다. 안정적인 정지비행 및 천이비행

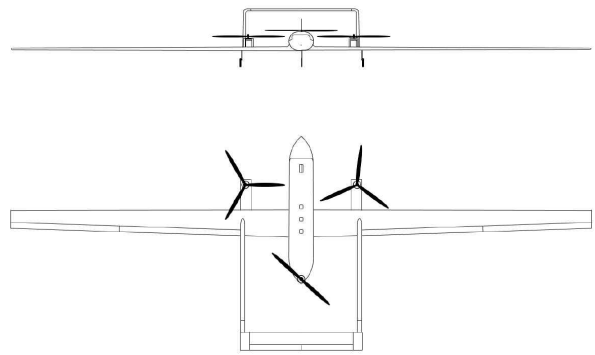


Fig. 1. Configuration of the 65kg Fixed-Wing VTOL P-UAV

Table 1. Specifications of the 65kg Electric Fixed-Wing VTOL P-UAV

Wingspan	8 m	
Endurance	4 hour	
Operation altitude(AGL)	1 km	3000ft
Max. speed	110 km/h	60kts
Max. take-off weight	65 kg	143lb
Payload	10 kg	22lb

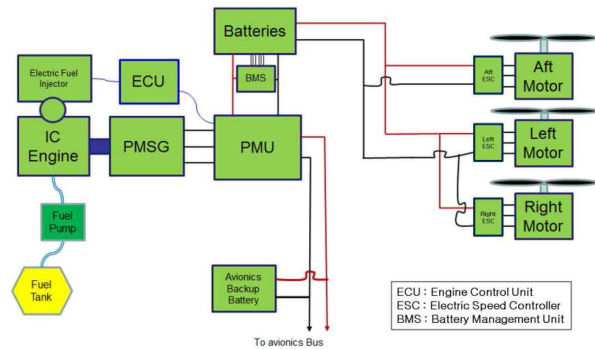


Fig. 2. Series hybrid electric propulsion system architecture

을 위해 동체 후방에 1개의 추가적인 고정피치 프로펠러를 지니고 있는 점이 특징이다. 수직이착륙 과정에서는 전방 2개 후방 1개의 프로펠러를 모두 이용하며, 수평비행에는 동체 후방의 프로펠러는 정지시키고, 주익의 프로펠러만을 전방으로 틸팅하여 비행한다. Table 1에 P-무인기의 제원을 나타내었다.

2.2 하이브리드-전기 추진시스템 구성

본 연구에서는 Fig. 2와 같이 직렬 하이브리드 방식을 채택하였다. 내연기관엔진(Internal Combustion Engine, IC Engine)은 영구자석발전기(Permanent

Magnet Synchronous Generator, PMSG)만을 구동하며, 발전기로부터 생산된 전력은 전력제어기(Power Management Unit, PMU)로부터 배터리와 항전 시스템(Avionics System)에 공급된다.

Husain[15]의 연구에 따르면 직렬 하이브리드 방식은 엔진, 발전기 등 각 구성요소의 유연한 배치가 가능하고, 시스템이 소형화가 가능한 장점이 있는 것으로 알려져 있다. P-무인기의 경우 다수의 프로펠러를 가지므로, 동력전달계통을 생략할 수 있어 전체 추진시스템의 무게를 감소시킬 수 있는 장점이 있다. 또한 수직이착륙 과정에서 순간적으로 요구되는 많은 동력을 배터리만을 통해 공급할 수 있으므로, 병렬 하이브리드 방식에 비해 동력흐름(Power flow) 제어가 쉬운 장점이 있다. 그러나 엔진, 발전기, 전력제어유닛에서 전력손실이 병렬 하이브리드 방식보다 큰 단점을 가진다. 본 연구에서 사용된 시스템의 전력변환 효율은 최적의 양항비를 가질 때 약 85%이다.

2.3 임무형상 및 요구동력

일반적인 정찰임무에 해당하는 임무형상과 시스템 전력상황의 예를 Fig. 3에 나타내었다. 운용 고도는 지상 1 km 이며, 체공시간은 약 7 시간이다. 수직이착륙과 상승비행에는 배터리에 저장된 에너지와 발전기로부터 생산된 전력을 모두 이용한다. 수평비행 시에는 배터리를 충전하고, 충전이 완료된 후에는 발전기에서 생산된 전력만을 이용하여 수평비행을 수행한다. 전기추진 항공기의 저소음 특성을 활용하기 위해 저고도 정찰 시에는 엔진과 발전기를 정지시키고, 배터리의 저장된 에너지만으로 약 30 ~ 40 분간의 정찰임무가 가능하도록 설계하였다.

각 임무상황에서 요구되는 동력을 순항비행을 기준으로 하여 Fig. 4에 나타내었다. 수직이착륙 과정에 요구되는 동력은 순항비행에 비해 약 9배

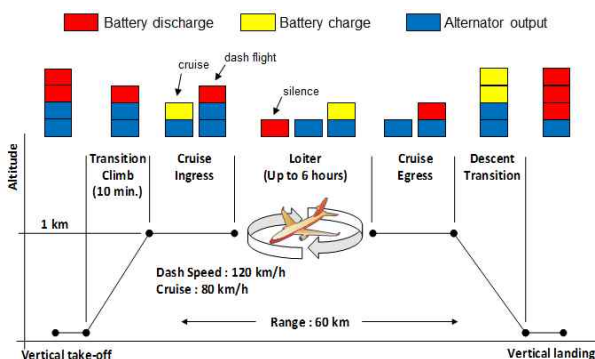


Fig. 3. Typical mission profile for hybrid-electric P-UAV

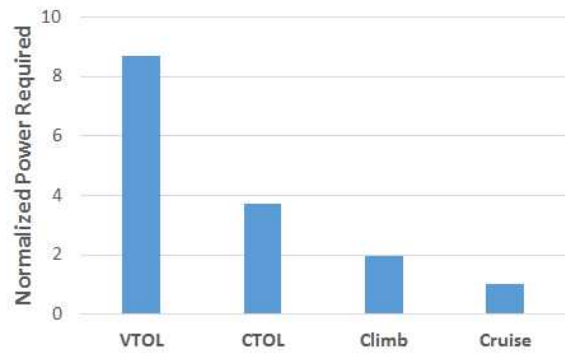


Fig. 4. Normalized power required for P-UAV in each phase

이상 높은 것을 확인할 수 있다. 내연기관을 이용한 항공기의 경우 모든 임무상황에 필요한 동력을 공급하기 위하여 출력이 큰 내연기관의 장착이 필요하다. 그러나 하이브리드 추진시스템의 경우 순항에 필요한 동력을 공급할 수 있는 엔진을 장착하고, 그 이상의 요구동력은 배터리와 전기모터를 이용하여 공급함으로써 효율적인 추진이 가능하다.

III. 추진시스템 구성요소 분석

3.1 왕복엔진

Figure 5에 무인항공기용 소형 왕복엔진의 출력대 중량비에 대한 그래프를 나타내었다. 엔진 성능 데이터는 각 항공기 엔진 제조사의 제공데이터와 shepherd社의 UAV hand book에 기재된 엔진데이터를 재가공하였다[16]. 2행정 엔진의 평균 출력대 중량비는 1.98 kW/kg 가량으로 4행정 엔진의 1.37 kW/kg에 비해 높다. Fig. 6에 나타낸 바와 같이 P-무인기의 요구동력을 만족하는

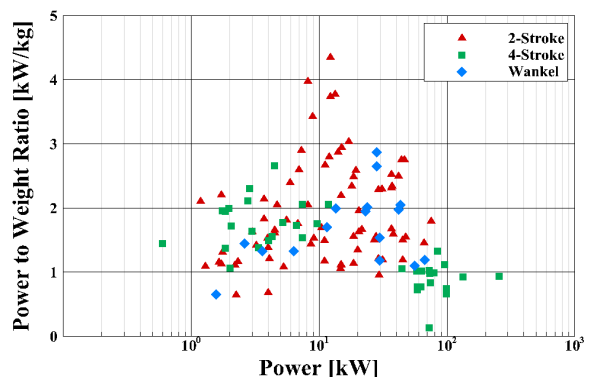


Fig. 5. Comparison power to weight ratio of Internal combustion engine for UAVs

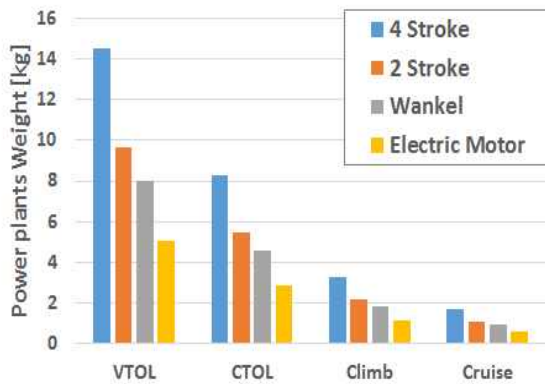


Fig. 6. Power plants weight for single propulsion satisfying power required in each phase

단일 왕복엔진을 이용한 추진시스템 구성 시, 엔진의 무게가 이륙중량의 20% 가량으로 높은 비율을 차지하는 것을 알 수 있다. 또한 왕복엔진을 이용한 단일 추진시스템은 별도의 동력전달계통이 요구된다. 다수의 로터를 가지는 항공기의 동력전달 계통의 무게가 항공기 공허중량의 10~14%인 점을 고려하였을 때[17], 해당 추진시스템 구성에 약 4kg의 무게가 추가적으로 요구된다. 이러한 수치는 왕복엔진을 이용한 추진시스템이 P-무인기에 매우 비효율적임을 의미한다.

3.2 전기모터/발전기

전기 모터는 왕복엔진에 비해 출력대 중량비가 크고, 진동이 적고 소음이 낮으며, 높은 순시 출력(peak power)을 낼 수 있는 장점을 가지고 있다. 이러한 특성은 짧은 시간동안 큰 동력이 요구되는 이착륙과정에 적합하다. 높은 출력을 가지는 전기모터는 영구자석을 사용하고 있으며, 고정자 권선에 인가되는 전류가 구형파인지 정현파인지에 따라 BLDC 모터와 BLAC 모터로 나뉜다. BLAC 모터의 경우 상대적으로 제어 방식이 복잡하고, 위치 및 속도 제어를 위한 센서로써 홀센서가 아닌 레졸버 혹은 엔코더를 사용하기 때문에 비용이 증가하는 단점을 가지고 있다. 그러나 BLDC 모터의 경우 3상 통전이 아닌 2상 통전을 하기 때문에 스위치의 상전환이 일어나는 순간 토크 리플에 큰 영향을 준다. 그럼에도 불구하고 출력 밀도 측면에서 BLDC 모터가 BLAC 모터에 비하여 15%정도가 높기 때문에 출력밀도가 중요한 항공기에서는 BLDC 모터가 많이 사용되고 있다[18].

또한, BLDC 모터의 경우 회전자 고정자 안쪽에 위치되어 있는지 혹은 고정자 바깥쪽에 위

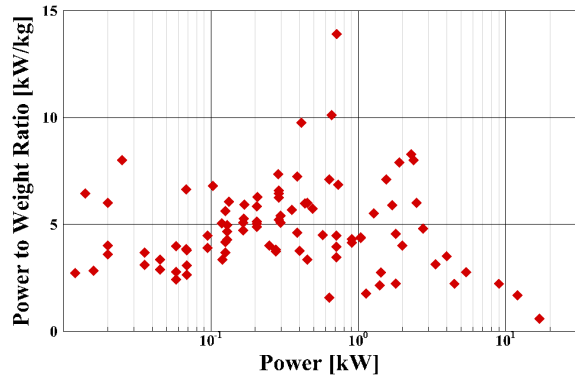


Fig. 7. Comparison power to weight ratio of electric motor for UAVs

치 되어있는지에 따라 내전형(Inrunner) BLDC 모터와 외전형(Outrunner) BLDC 모터로 나뉜다. 외전형 BLDC 모터의 경우 내전형 BLDC 모터에 비하여 다수의 영구자석을 사용할 수 있어 큰 자속이 발생하고, 전기모터의 회전력 공식($T = k\phi I$)에 따라 더 큰 토크를 발생하게 된다. 따라서 소형 항공기에서는 일반적으로 높은 출력밀도를 가지는 외전형 BLDC 모터가 이용되고 있다. Fig. 7에 항공기용 BLDC 모터의 출력대 중량비를 나타내었다. 전기모터 데이터는 모터 제조사의 제공데이터와 shepherd社의 UAV hand book에 기재된 데이터를 재가공하였다[16]. 항공기용 BLDC 모터의 출력대 중량비는 평균 3.11 kW/kg 내외로 4행정 왕복엔진에 비해 약 3배 정도로 높다. 이를 바탕으로 수직이착륙에 필요한 동력을 공급할 수 있는 출력을 가지는 전기모터의 무게를 계산 시, 약 5kg으로 예측할 수 있다. 이는 왕복엔진을 사용하였을 때 보다, 4배 이상 추진시스템의 무게를 절감할 수 있음을 의미한다. 그러나 전기모터는 에너지원인 배터리의 낮은 에너지 밀도로 인해 장기체공에 불리하다. 따라서 장시간 동안 전기에너지를 공급할 수 있는 발전기가 요구된다.

본 연구에서 사용된 발전기는 항공기용 BLDC 모터의 권선을 개조하여 사용하였다. 이러한 방법은 발전기의 효율이 다소 감소되나, 높은 출력밀도를 얻을 수 있으며, 개발비용이 저렴한 장점을 갖는다. 발전기는 엔진 정지 시 재시동을 위한 시동기(starter) 기능을 고려하여 설계되었다.

3.3 전력제어유닛

정류기를 이용한 직류변환 장치는 발전기에서 생성되는 3상 기전력을 직류전원으로 변환하여 시스템에 공급한다. 이와 같은 시스템은 배터리의 충전을 위한 DC-DC 컨버터, 배터리 보호회

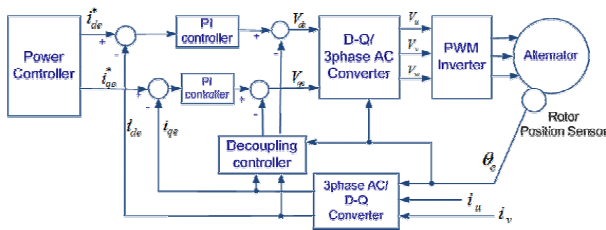


Fig. 8. Alternator vector control diagram

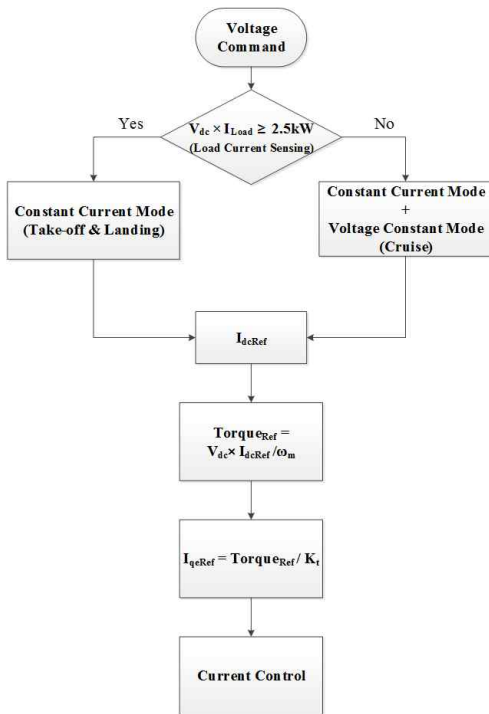


Fig. 9. Flow chart for power control logic

로 등의 부가적인 장치를 요구하며, 전력변환효율이 비교적 좋지 못하다.

본 연구에서는 효율적인 에너지 관리를 위하여, 기존 하이브리드 차량에서 널리 사용되는 Inverter 방식의 전력제어유닛을 사용하였다. 발전제어(모터제어), 엔진 스톱/제어 및 시스템 전체 전력제어를 1개의 보드에서 구현함으로써 시스템의 부피 및 무게 감소를 꾀하였다. Fig. 8에 발전제어(모터제어) 알고리즘을 가시화하였다. 발전제어는 기존 모터제어에서 널리 사용되는 벡터제어 기법[19]을 사용하였다.

전력제어유닛은 3상 발전제어 및 엔진 스톱/제어를 통한 엔진-발전기 회전수 제어를 통해 요구되는 배터리 충전 전류를 부하에 따라 효율적으로 공급할 수 있게 설계하였다. 전력제어는 Fig. 9과 같이 부하의 수준과 배터리의 충전 상태에 따라서 배터리 측으로 입력되는 전류 및 전압을 조절할 수 있게 알고리즘으로 구성하였다.

$$T_{Ref} = \frac{V_{dc} I_{dc}}{\omega} \quad (1)$$

$$i_{qe Ref} = \frac{T_{Ref}}{K_t} \quad (2)$$

부하의 요구전력은, 배터리와 부하 사이의 전류 센서로부터 측정된 값을 바탕으로, 식(1)을 통해 발전기의 출력 토크 지령값을 계산한다. 목표하는 토크 지령을 수행하기 위한 모터의 전류 지령이 식(2)을 이용하여 계산되며, 이에 해당하는 전압을 발전기에 인가하여 회생시킴으로써 배터리에 원하는 전류를 공급할 수 있게 된다.

3.4 배터리팩 및 배터리 관리 시스템

배터리는 전기추진 및 하이브리드-전기 추진 항공기의 핵심적인 에너지원이다. 배터리는 전통적으로 항공기의 추진시스템으로 사용된 내연기관과 다르게 물리적인 관성 없이 자기용량의 수배에서 수십 배 가량의 연속적인 에너지 방출이 가능하다. 높은 비동력을 가지는 배터리의 특성은 순간적으로 많은 에너지가 요구되는 수직이착륙 과정에 적합하다. Fig. 10에 다양한 배터리의 비동력과 비에너지의 관계를 문헌[20, 21]을 바탕으로 재가공하여 Ragone chart를 나타내었다. 비동력과 비에너지가 모두 높은 배터리는 현재 존재하지 않지만, 상대적으로 리튬계열의 배터리가 비동력과 비에너지가 모두 높음을 알 수 있다. 그러나 배터리는 화석연료에 비하여 에너지 밀도가 60배 이하로 낮아[22], 배터리만을 이용한 항공기는 실용적인 수준의 체공시간 확보가 불가능하다.

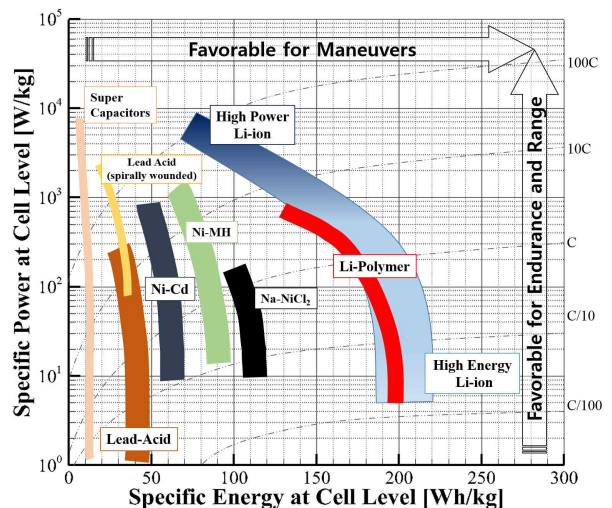


Fig. 10. Ragone Chart for common rechargeable batteries

현재 국내 시장에서 확보가능 한 KOKAM社 리튬폴리머 배터리의 에너지 밀도와 방전율(C-Rate)을 Fig. 11에 나타내었다. KOKAM社의 리튬폴리머 배터리의 최대 에너지 밀도는 약 200 Wh/kg 가량이다. 그러나 하이브리드-전기 추진 항공기에서는 배터리의 방전율이 중요하며, 배터리의 에너지 밀도가 방전율과 반비례함을 고려할 때, 셀당 약 140 Wh/kg의 에너지 밀도가 현재 국내에서 상업적으로 가능한 기술 수준으로 판단된다. 이를 바탕으로 임무형상을 만족하는 배터리의 무게를 계산 시, 약 115 kg으로 목표하는 항공기의 개발이 불가능하다.

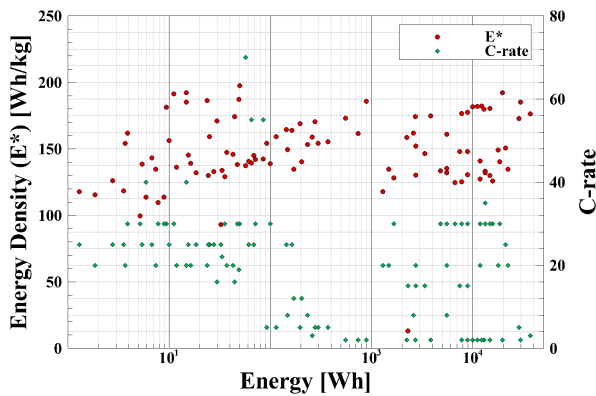


Fig. 11. Energy density of current lithium polymer batteries

따라서 하이브리드-전기 추진 항공기 설계 시 배터리의 무게를 최소화하기 위한 노력이 요구되며, 항공기의 임무형상과 요구동력을 고려하여 배터리의 용량이 최적화 되어야 한다. 본 연구에서는 항공기가 순항고도에 도달하고, 비상 시 수직이착륙이 가능한 배터리 용량으로 배터리팩을 구성하였다.

하이브리드-전기 추진시스템에서는 배터리의 충방전이 빈번하게 발생한다. 배터리의 안전한 사용과 수명 확보를 위해서는 배터리 관리 시스템(Battery Management System, BMS)이 요구된다. 본 연구에서는 KOKAM社의 배터리 관리 시스템을 사용하였으며, 배터리의 상태정보를 전력제어유닛으로 전송하고, 셀의 전압을 조절하는 역할을 수행한다.

IV. Proof of concept

4.1 Matlab/Simulink® Program

하이브리드-전기 추진시스템의 타당성 확인과 개발된 전력제어알고리즘의 검증은 위하여 Fig. 1, 2와 같이 하이브리드-전기 추진시스템 시뮬레이션 프로그램을 작성하였다. 항공기 성능정보, 엔진, 발전기, 배터리 성능 데이터가 입력되었다.

시뮬레이션에 사용된 하이브리드-전기 추진시스템 구성요소의 성능정보를 Table 2에 각각 나

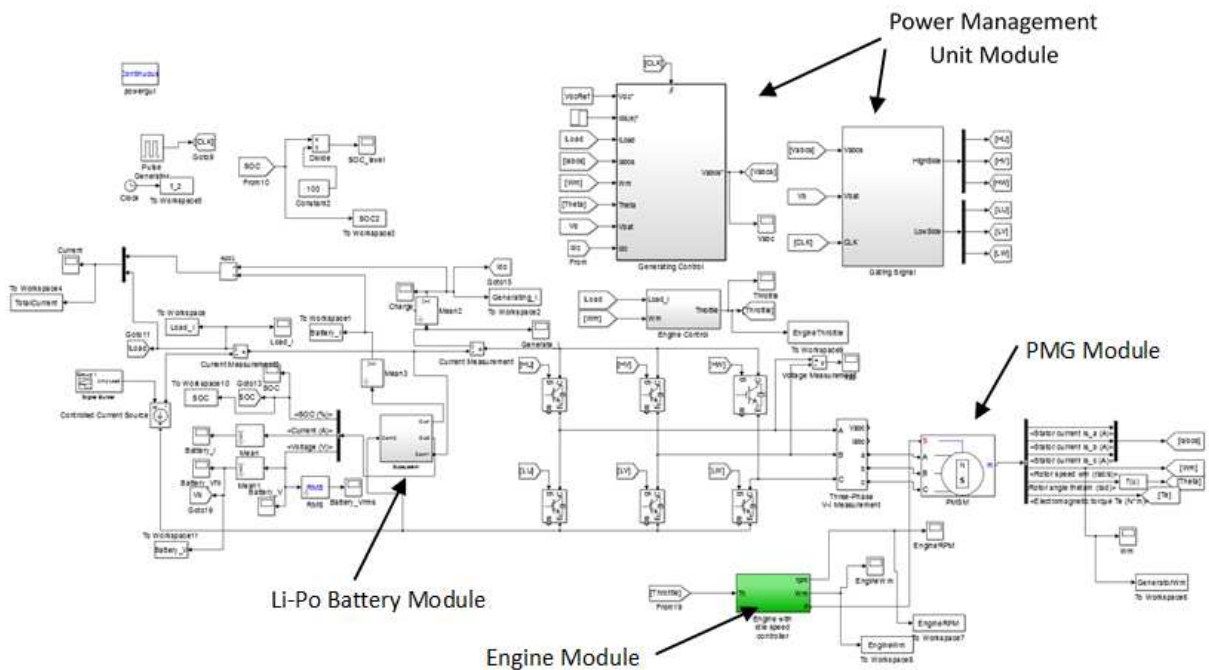


Fig. 12. Simulation model for series hybrid electric propulsion system

Table 2. Specifications of hybrid propulsion system

2 Stroke Piston Engine		
Manufacturer	Brison engines	
Model	Brison 5.8	
Max. Output	4.1 kW	
Speed Range	200–8000 rpm	
BSFC @cruise	760 g/kWh	
Cycle	2 stroke	
Displacement	96 cc	
Weight with exhaust system	3.04 kg	
4 Stroke Piston Engine		
Manufacturer	Valach Motors	
Model	VM 170B2 4T	
Max. Output	9.7 kW	
Speed Range	900–6500 rpm	
BSFC @cruise	380 g/kWh	
Cycle	4-stroke	
Displacement	170 cc	
Weight with exhaust system	5.6 kg	
PMSG Rework		
Manufacturer	Yaskawa	
Output Continuous Power	2.7 kW	
Speed Range	~ 8500 rpm	
Efficiency @Design point	96 %	
Torque	≥ 10 Nm	
Weight	2.1 kg	
Battery Cell		
Manufacturer	KOKAM	
Type	Lithium Polymer	
Capacity	5 Ah	
Nominal Voltage	3.7 V	
Internal Resistance	3 mΩ	
Charge Condition	Max. Current	10 A
	Voltage	4.2 V
Discharge Condition	Continuous Current	150 A
	Peak Current	250 A
	Cut-off Voltage	2.7 V
Energy Density	140 Wh/kg	

타내었다. 엔진은 4행정기관과 2행정 기관을 모두 비교하였다. 4행정 엔진의 경우 고도상승에 따른 엔진출력저하와 연료소비율을 고려하여, 순항 시 요구되는 동력보다 높은 출력을 가지는 엔진을 선정하였다. 엔진은 Simulink 내의 look-up

table을 이용하여 엔진 rpm, torque, BSFC 등을 모델링 하였으며, 고도 상승에 따른 엔진 출력저하는 Anderson[23]이 제시한 보정계수를 적용하였다. 발전기는 Ansys Maxwell에서 계산된 파라미터를 기반으로, Simulink 내의 PMSM(Permanent Magnet Synchronous Machine)모델을 이용하여 모델링하였다. Li-Po 배터리는 별도의 모델링없이, Simulink의 Generic Battery 모델 중 Lithium-ion 배터리 모델을 적용하였다. 배터리 파라미터는 KOKAM社에서 제시하는 파라미터를 적용하였다.

4.2 전력제어유닛 시뮬레이션

Figure 12에 제시된 프로그램은 연산시간이 크게 소요된다. 연산시간 단축을 위해 Fig. 13과 같이 항공기가 수직이륙 후 별도의 상승비행(climb) 없이 수평비행(Steady Flight)을 하는 것으로 가정하여 시뮬레이션을 수행하였다. 요구동력 변화에 대응하여 제어기가 정상적으로 반응하는지 확인하기 위해 80초 전후로 약 20초간 고출력을 가지게끔 부하를 조정하여 총 120초간 시뮬레이션을 수행하였다.

Figure 13의 실선은 시스템의 부하전류를, 점선은 PMU에 의한 공급전류를, 쇄선은 배터리 시스템의 전류를 각각 나타낸다. 순항 시 요구전류를 기준으로 무차원화 하여 나타내었다. 56초 이전에는 PMU에서 DC-Link 버스로 유입되는 전류대비, 배터리에서 부하로 유출되는 전류의 양이 더 크므로 배터리 SOC 수준이 Fig. 14와 같이 급격이 낮아진다. 56초 이후는 항공기가 수평비행을 수행하며, 배터리 충전을 시작하는 구간에 해당한다. 항공기의 요구 동력, 즉 전력부하 수준이 낮아짐에 따라 발전되는 전류량은 시스템의 요구전류량 보다 낮아지고 남은 전류는 배터리의 충전에 사용된다. 또한 80초 전후의 요구전력 상승에 대응하여, PMU가 DC-link로 공급하는 전

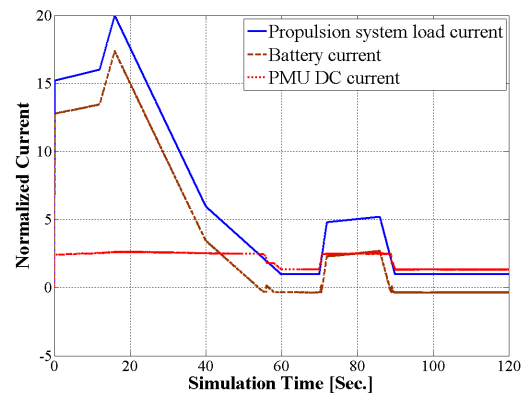


Fig. 13. Normalized system current

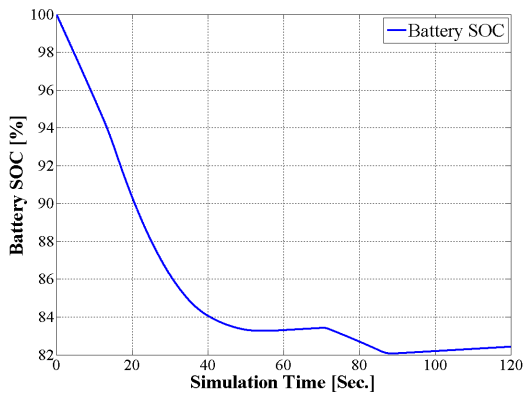


Fig. 14. Battery state-of-charge (SOC)

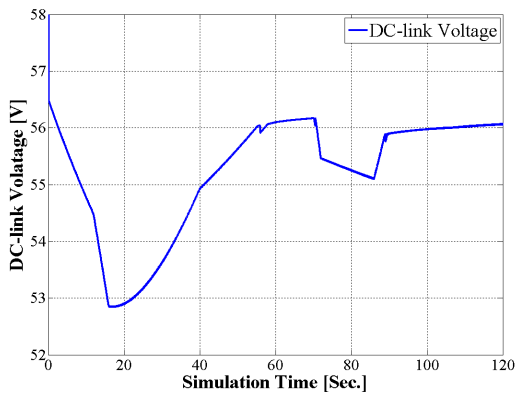


Fig. 15. DC-link voltage

류가 증가함을 알 수 있으며, 부족한 전류는 배터리 시스템을 통해 공급된다.

부하 전류가 증가함에 따라 Fig. 15와 같이 DC-link단 전압도 낮아짐을 확인할 수 있다. 부하전류가 PMU의 공급전류량보다 낮아지는 60초 전후에서는 전압 수준도 상승하고, Fig. 14와 같이 SOC 수준도 다시 상승함을 확인할 수 있다.

시뮬레이션 결과를 종합해볼 때, 본 연구에서 개발한 직렬 하이브리드-전기 추진을 위한 발전 제어 알고리즘 및 전력제어 알고리즘이 정상적으로 작동하는 것으로 확인 할 수 있었다. 따라서 본 연구에서 확인한 타당성 검증을 바탕으로, 연구에 제안된 고정익 수직이착륙 무인항공기인 P-UAV의 직렬 하이브리드-전기 추진시스템의 구현이 가능할 것으로 판단된다.

4.3 항속시간 예측 결과 및 분석

Figure 12에 제시된 프로그램은 발전제어 알고리즘 검증을 위해 사용된 인버터 모델로 인하여 연산속도가 느리다. 따라서 항공기 체공시간 계산을 위해, 발전제어 및 인버터 모델을 아래와

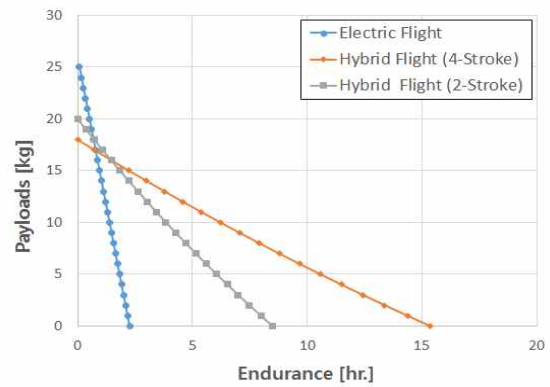


Fig. 16. Endurance comparison for each propulsion system

같이 간단한 조건문으로 대체한 프로그램을 통해 항공기의 체공시간을 예측하였다.

- 부하수준 > 순항 시 부하전력
: 발전허용 전류 공급
- 부하수준 <= 순항 시 부하전력 & SOC < 80 %
: 부하 전류 및 배터리 충전전류 공급
- 부하수준 < 순항 시 부하전력 & SOC >= 80 %
: 부하 전류 공급

직렬 하이브리드-전기 추진시스템을 이용한 항속시간 예측을 위해 Fig. 3에 제시된 임무형상과, Breguet endurance equation [23]을 이용하여 순항시간을 계산하였다. 추진시스템 효율과 최적의 양항비를 갖는 순항조건을 가정하여 앞서 제안된 4행정 기관, 2행정 기관, 전기추진을 비교해 Fig. 16에 나타내었다. 4행정 기관의 연료소모율이 2배가량 낮아 동일한 연료비율에서 보다 높은 항속 시간을 나타낸다. 로그함수의 형태를 나타내기 때문에, 연료비율이 높아짐에 따라 차이가 급속하게 증가하는 것을 알 수 있다. P-무인기의 이륙중량은 65 kg이며, 목표항속시간은 7시간이다. 이를 만족하는 연료량으로 4행정 엔진은 8 kg, 2행정 엔진은 16 kg가 필요할 것으로 예측되었다.

그러나, 4행정 엔진이 가지는 낮은 연료소비율이라는 장점은 비교적 배기량이 큰 엔진에서 얻을 수 있다. 따라서 2행정 엔진보다 장점을 가지기 위해서는 추진 시스템의 무게 증가분을 고려하여야 하며, 임무형상에 맞춰 엔진의 선택이 수행되어야 한다. 또한, 하이브리드-전기 추진 시스템은 단순 전기추진에 비하여 엔진, 발전기, 전력 제어 유닛 등 부가적인 요소를 필요로 한다. 따라서 항공기 임무목표와 유사하중 등을 고려하여 설계되어야 한다. 수직이착륙과 상승비행에 필요한 고방전 배터리 무게 8 kg을 제외하고 체공시

간을 비교분석하였다. 단일 엔진만을 이용한 시스템의 경우, 엔진의 부피가 너무 크므로, 본 연구에서는 제외하였다.

2행정 엔진을 사용한 직렬 하이브리드-전기 추진 시스템의 무게는 약 6 kg으로, 하이브리드-전기 추진이 전기추진에 비해 이점을 갖는 체공시간은 약 40분이다. 즉, 체공시간이 40분 이상 요구될 때, P-무인기는 하이브리드-전기 추진이 전기추진에 비해 이점을 가질 수 있다. 또한, 하이브리드-전기 추진시스템에 해당하는 만큼의 유상하중을 증가시킬 수 있으므로 40분 비행 시, 8 kg의 추가적인 유상하중, 약 18 kg의 유상하중이 탑재가능하다.

마찬가지로 4행정 엔진을 이용한 하이브리드-전기 추진 시스템의 무게는 약 8.5 kg으로, 전기추진에 비해 이점을 갖는 체공시간은 약 47분이다. 4행정 하이브리드-전기 추진이 2행정 하이브리드-전기 추진에 비해 이점을 갖는 체공시간은 약 1시간 40분이다. 본 연구에 제시된 체공시간은 순항속도를 기준으로 예측되었으므로, 약간의 로이더 비행을 포함하여 체공시간을 2시간 이내로 목표하였을 시, P-무인기는 2행정 기관으로 하이브리드-전기 추진 시스템을 구성하는 것이 보다 이점을 갖는 것으로 판단된다. 일반적으로 2행정 기관이 기계적 요소가 간단하고, 정비성, 가격, 수명등에 있어서 4행정 엔진에 비해 장점을 가지기 때문이다[24]. 그러나 장기체공 임무에 있어서는 4행정 엔진이 2행정 엔진보다 무게가 무겁더라도, 낮은 연료소비율로 인해 장기체공 및 유상 하중 면에서 장점을 갖는다.

V. 결 론

본 연구에서는 65 kg 고정익 수직이착륙 무인항공기의 직렬 하이브리드-전기 추진시스템에 대해 연구를 진행하였다. 연구항공기로 I社의 P-무인기를 선정하였으며, 기술 조사와 분석을 통해 다음과 같은 타당성을 확인하였다.

1) 단일 왕복엔진을 이용한 추진시스템은 엔진 무게와 동력전달계통의 무게로 항공기 이륙중량의 26%의 높은 비율을 차지한다. 반면, BLDC 전기모터는 4행정 왕복엔진보다 출력대 중량비가 3배 가량 높기 때문에, 추진시스템의 무게를 4배 이상 감소시킬 수 있는 이점이 있다.

2) 방전율을 고려한 배터리의 에너지밀도는 140 Wh/kg으로 화석연료에 비해 약 60배 이상 낮다. 임무시간을 만족하기 위해 배터리만을 단일 에너지원으로 사용할 경우, 비현실적인 배터리 무게

를 요구하나 큰 동력이 요구되는 수직이착륙 및 상승비행에만 사용할 경우 요구되는 배터리 무게는 약 8 kg이다.

3) 직렬 하이브리드-전기 추진시스템의 시뮬레이션 결과, 개발한 알고리즘으로 발전제어 및 전력제어가 가능함을 확인 하였다.

4) 선정된 엔진을 이용한 항속시간 분석 결과, 전기 추진에 비해 이점을 갖는 비행시간은 각각 40분, 47으로 나타났으며, 정비성, 경제성 등을 고려하였을 때, 2시간 이내의 비행에는 2행정 엔진이 이점을 갖는 것을 확인하였다.

향후 직렬 하이브리드-전기 추진시스템을 구성한 P-무인기의 지상시험과 비행시험을 2015년 하반기와 2016년 상반기에 진행할 예정이다.

후 기

본 연구는 한국-이스라엘 산업연구개발재단 및 (주)한국카본의 지원을 받아 수행되었습니다. 본 연구 수행에 도움을 주신 I社의 관계자분들과 논문의 출판을 허락해 주신 (주)한국카본에 감사드립니다.

References

- 1) McCormick, B. W., "Aerodynamics, aeronautics, and flight mechanics," Vol. 2, Wiley, 1995.
- 2) John, L. S., "Liquid hydrogen as a propulsion fuel," NASA SP-4404, 1978.
- 3) Robertson, P., "Low Carbon Recreational Flying," Cambridge Energy, Cambridge, 2008.
- 4) Koster, J., Humbargar, C., Serani, E., Velasco, A. and Hillery, D., "Hybrid Electric Integrated Optimized System (HELIOS) Design of a Hybrid Propulsion System for Aircraft," 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2011, pp. 1011
- 5) Tomažič, T., Plevnik, V., Veble, G., Tomažič, J., Popit, F., Kola, S., Kikel, R., Langelaan, J. W. and Miles K., "Pipistrel taurus G4: on creation and evolution of the winning aeroplane of NASA Green Flight Challenge 2011," Strojniški vestnik-Journal of Mechanical Engineering, Vol. 57, No. 12, 2011, pp. 869-878.
- 6) Martini, F., "World's first serial hybrid electric aircraft to fly at LeBourget," Le

Bourget, June 20, 2011.

7) Alexander, M., "EADS, Siemens enter long-term research partnership and sign MOU with Diamond Aircraft on electric propulsion system," Le Bourget, 2013.

8) Friedrich, C. and Robertson, P., "Hybrid-electric propulsion for aircraft," *Journal of Aircraft*, Vol. 52, No.1, 2014, pp. 176-189.

9) Fredericks, W. J., Moore, M. D., and Busan, R. C., "Benefits of Hybrid-Electric Propulsion to Achieve 4x Increase in Cruise Efficiency for a VTOL Aircraft," *AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference* Vol. 12, No. 14, 2013.

10) Hung, J. Y., and Luis, F. G., "On parallel hybrid-electric propulsion system for unmanned aerial vehicles," *Progress in Aerospace Sciences* 51, 2012, pp. 1-17.

11) Harmon and Frederick G., "Neural network control of a parallel hybrid-electric propulsion system for a small unmanned aerial vehicle," CALIFORNIA UNIV DAVIS DEPT OF MECHANICAL AND AERONAUTICAL ENGINEERING, No. CI04-1076, 2005.

12) Schömann, Joachim., "Hybrid-electric propulsion systems for small unmanned aircraft," Diss. Technische Universität München, 2014.

13) Lee, B., Park, P., Kim, C., Yang, S and Ahn, S., "Power managements of a hybrid electric propulsion system for UAVs," *Journal of mechanical science and technology*, Vol. 26 No. 8, 2012, pp. 2291-2299

14) Merical, K., Beechner, T. and Yelvington, Paul., "Hybrid-Electric, Heavy-Fuel Propulsion System for Small Unmanned Aircraft.," *SAE International Journal of Aerospace* 7, 2014, pp. 126-134.

15) Husain, I., "Electric and hybrid vehicles: design fundamentals," CRC Press, Boca Raton, 2011.

16) Shephard Media, "Unmanned Vehicles Annual handbook issue 22.," may, 2014.

17) Weden, G. J. and John, J. C., "Summary of drive-train component technology in helicopters.," NASA Cleveland OH LEWIS Research Center, No. NASA-E-2196, 1984.

18) Pillay, P. and Krishnan, R., "Modeling, simulation, and analysis of permanent-magnet motor drives. II. The brushless DC motor drive," *Industry Applications, IEEE Transactions on* Vol. 25, Issue 2, 1989, pp. 274-279.

19) Kim, D., Park, H., Park, K., Kim, S. and Lee, G., "High Speed Control of a Multi-pole Brake Motor Under a Long Current Control Period," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems*, Vol. 21, No. 2, 2015, pp. 137-144.

20) Wei, T., "Mathematical modeling of transport Phenomena in lithium-ion batteries," The Degree of Doctor of Philosophy, National University of Singapore, 2014

21) William, W., "Thermo-Electrochemical Testing and Simulation of Lithium-Ion Batteries Operating In Radiation Driven Space Environments," *International Satellite Conference and Exhibition*, NASA Johnson Space Center, JSC-CN-34164, Aug., 2015.

22) KÖHLER, U., "Battery System for Smart Electric Vehicles," EPoSS Seminar Brussels, Brussels, Belgium, June, 2008

23) Anderson, J. D., "Aircraft performance and design," McGraw-Hill, 1999, pp. 154-155.

24) Blanchard, M., Jutras, A. Blouin, É., St-Pierre, V., and Leclerc, M., "A new generation of two stroke engine," 2005 SAE International, 2005.