

고정의 수직이착륙 무인항공기용 하이브리드 전기 추진시스템의 타당성 연구 및 개발

요약

헬리콥터와 같은 수직이착륙 무인 항공기는 별도의 이착륙 시설 및 장비가 필요하지 않은 장점이 있으나, 고속비행, 유상하중, 체공시간 등의 성능에 있어서는 동급의 고정익기에 비해 성능이 낮은 단점이 있다. 이러한 경향은 항공기의 이륙중량이 작아질수록 더 크게 나타난다. 전기모터부터 제트엔진까지 다양한 추진시스템의 사용이 가능한 고정익기에 비해, 엔진의 출력에 주로 동력을 의존하는 수직이착륙 무인항공기는 기체의 중량이 작아질수록 추진시스템의 선택이 제한된다.

특히, 민간에서의 활용이 증가할 것으로 판단되는 TUAV(Tactical UAV)중 이륙중량이 100 kg 이하로 작은 소형 무인항공기에 널리 사용되는 왕복엔진은 출력대 중량비(power-to-weight)가 2행정 엔진의 경우 평균 1.98 kW/kg, 4행정 엔진의 경우 1.37 kW/kg 으로 매우 작다. 소형 무인항공기를 수직이착륙이 가능하게끔 설계 시, 수직이착륙에 필요한 동력을 왕복기관을 통해 공급하기 위해서는 대형화가 불가피 하다. 그에 따라 항공기 건조중량(empty weight) 대비 추진시스템의 무게가 과도하여, 임무에 필요한 유상하중(payloads), 공간, 및 체공시간(endurance)을 확보하기 어렵다. 이러한 단점으로 인해, 소형 무인항공기는 전기모터와 배터리를 이용한 추진시스템을 널리 사용하고 있다. 그러나 낮은 에너지 밀도를 가지는 배터리의 특성으로 인해 체공시간이 짧은 단점이 있다. 본 연구에서는 이러한 단점을 극복하기 위해 왕복엔진과 전기모터를 사용하는 하이브리드-전기 추진 시스템을 제안하였으며, Fig. 1과 같은 형상을 가지는, 최대이륙중량 65 kg인 무인항공기(본 논문에선 P-무인기라 칭함)를 대상으로, 하이브리드-전기 추진 시스템의 타당성을 분석하였다.

P-무인기의 형상은 틸트프로프(tilt-prop) 항공기와 Multi-copter 항공기가 결합된 개념으로서, 동체 후방의 프로펠러는 수직이착륙 과정에 자세제어에만 활용된다. 주날개에 장착된 프로펠러는 수평비행 시에, 항공기 진행방향으로 tilting하여 전진비행에 필요한 동력을 공급한다. 장기체공과 유상하중의 증가를 위해 가로세로비가 높은 주익을 장착하였으며, 임무상황에 맞춰 날개의 길이 변경이 가능하게끔 modular wing으로 설계하였다. 안정성이 높아 소형 무인항공기에서 널리 사용되는 H-형태를 채택하였다.

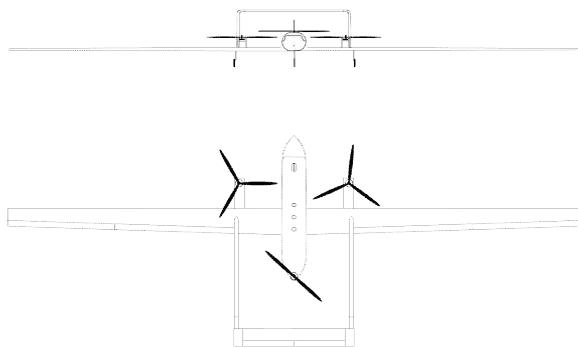


Fig. 1. Configuration of Fixed-wing VTOL UAV(called P-UAV in this paper)

P-무인기는 다수의 프로펠러를 가지므로, 동력전달계통의 무게를 감소시키기 위해 직렬 하이브리드 방식을 채택하였다.

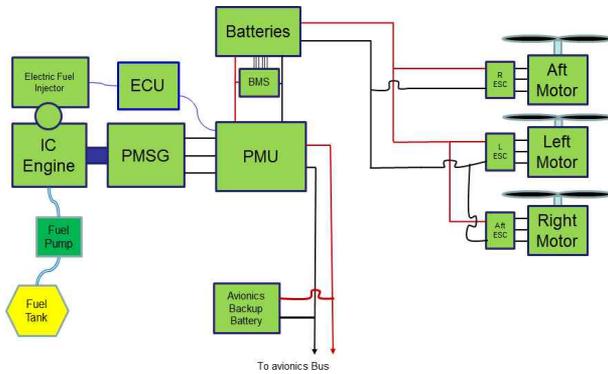


Fig. 2. Series Hybrid Electric Propulsion System Architecture for P-UAV

행제어컴퓨터(Flight Control Computer, FCC)의 정보를 바탕으로 필요한 전력만큼을 생산한다. 항공기 임무에 맞춰 연료소비율이 최적인 지점에서 엔진의 운용이 되도록 전력 제어 알고리즘을 구성 하였다.

일반적으로 수직이착륙 항공기는 수직이착륙과 순항 비행 시에 요구동력의 차가 크다. 고정익에 기반한 수직이착륙 항공기는 그 차이가 회전익에 비하여 더 크며, 제안된 P-무인기의 각 임무상황에서 요구동력의 차이는 Fig. 3과 같이 11배가 넘는다.

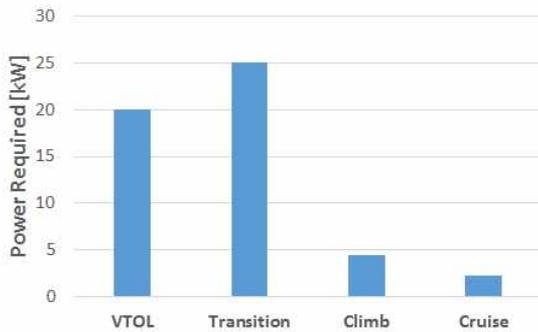


Fig. 3. Comparison of power required for each flight mode

P-무인기에 적용된 직렬 하이브리드-전기 추진시스템의 개념도를 Fig. 2에 나타내었다. 배터리와 발전기가 병렬로 연결되게 되며, 수직이착륙 과정에서 필요한 순간적으로 많은 동력은 배터리와 발전기가 동시에 공급하고, 순항비행 시에는 발전기에서 생산된 전력이 배터리 충전과, 추진모터의 구동에 사용된다.

전력제어유닛(Power Management Unit, PMU)는 시스템의 요구전력, 배터리의 충전량(State Of Charge, SOC), 그리고 비

행제어컴퓨터(Flight Control Computer, FCC)의 정보를 바탕으로 필요한 전력만큼을 생산한다. 항공기 임무에 맞춰 연료소비율이 최적인 지점에서 엔진의 운용이 되도록 전력 제어 알고리즘을 구성 하였다.

일반적으로 수직이착륙 항공기는 수직이착륙과 순항 비행 시에 요구동력의 차가 크다. 고정익에 기반한 수직이착륙 항공기는 그 차이가 회전익에 비하여 더 크며, 제안된 P-무인기의 각 임무상황에서 요구동력의 차이는 Fig. 3과 같이 11배가 넘는다.

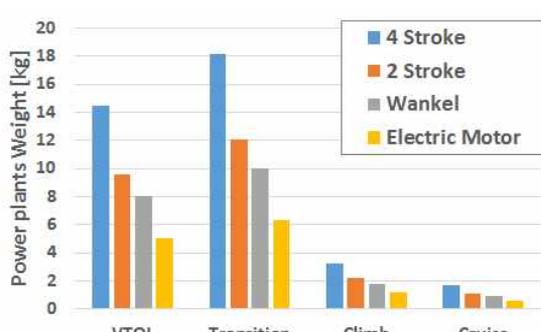


Fig. 4. Comparison of power plant weight for each flight mode

항공기의 추진시스템은 모든 임무상황에서 요구되는 동력을 충분히 공급할 수 있어야 한다. 이를 고려하여 1개의 4행정 왕복엔진으로 추진시스템을 구성 시, 엔진의 무게가 18 kg 이상으로 하나의 전기모터 5 kg에 비해 4배 이상 많다. 동력전달계통의 무게 4 kg 을 고려하면, 추진시스템의 무게가 이륙중량의 27%로 엔진을 이용한 추진시스템 구성은 매우 비효율적임을 알 수 있다.

그러나, 순항에 필요한 동력을 공급할 수 있는 4 행정 엔진의 무게는 약 2 kg 이면 충분하다. 수직이착륙 항공기의 경우 수직이착륙이 전체 임무시간에서 차지하는 비율이 매우 짧다. 수직이착륙에는 비동력(specific power)가 높은 배터리와 전기모터를 이용하고, 순항 시에는 소형 왕복엔진을 사용하면, 하이브리드-전기 추진시스템이 효율성이 있을 것으로 예측할 수 있다.

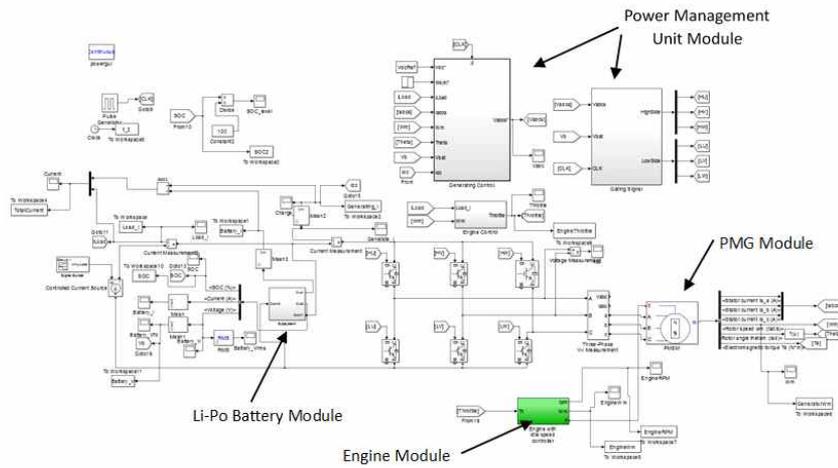


Fig. 5. Simulation Model for Series Hybrid Electric Propulsion System

본 논문에서는 이러한 가정의 타당성을 확인하기 위하여, 현재 시장에서 확보 가능한 하이브리드-전기 추진시스템의 구성요소를 구입, 시험, 분석하고 이를 바탕으로 Fig. 5 와 같은 Matlab Simulink Simulation을 작성하였다. 항공기 전체 시스템 전력 제어 알고리즘과 발전제어 알고리즘을 하나의 보드에서 구현할 수 있는 전력제어유닛을 설계하였으며, 이를 Simulink Simulation 프로그램에 반영하였다.

계산시간 단축을 위해 시스템 부하를 Fig. 6과 같이 단축하여 시뮬레이션을 진행하였다. Fig. 7은 부하수준에 따른 엔진 스로틀 열림량을 나타내며, Fig. 8은 발전기에서 생산되어 배터리 단으로 유입되는 전류량을 나타낸다. 6초 이후는 항공기가 순항고도에

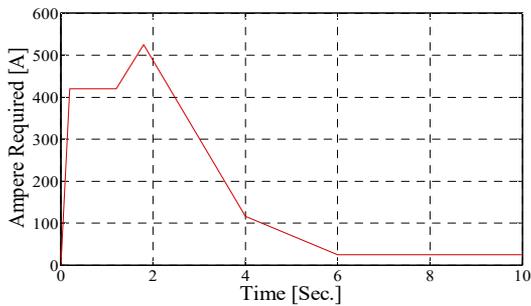


Fig. 6. Ampere Required to Time

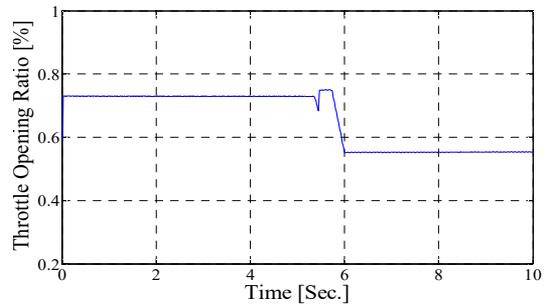


Fig. 7. Throttle Opening Ratio to Time

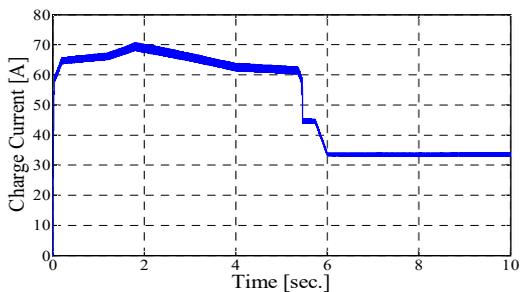


Fig. 8. Battery Charge Current to Time

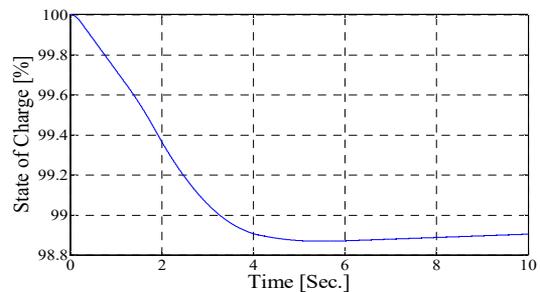


Fig. 9. Battery State of Charge to Time

이른 후 배터리 충전을 시작하는 구간으로서, 시스템의 전력요구량이 낮아지면서 발전되는 전류량이 낮아지고, 엔진 스로틀 열림량이 줄어드는 것을 확인할 수 있다. 동시에 Fig. 9과 같이 배터리 충전량은 증가한다. 개발된 전력제어 알고리즘 및 발전제어 알고리즘이 정상적으로 작동함을 확인 할 수 있으며, 이를 이용하여 하이브리드-전기 추진 시스템의 구현이 가능할 것으로 판단된다.

시뮬레이션 결과를 바탕으로 하이브리드-전기 추진 시스템의 항속성능과 타당성을 분석하기 위해 P-무인기의 체공시간을 예측하였다. Fig. 10에 엔진행정 및 전기추진에 따른 체공시간을 나타내었다. 2행정 엔진을 사용한 하이브리드-전기 추진 시스템의 무게는

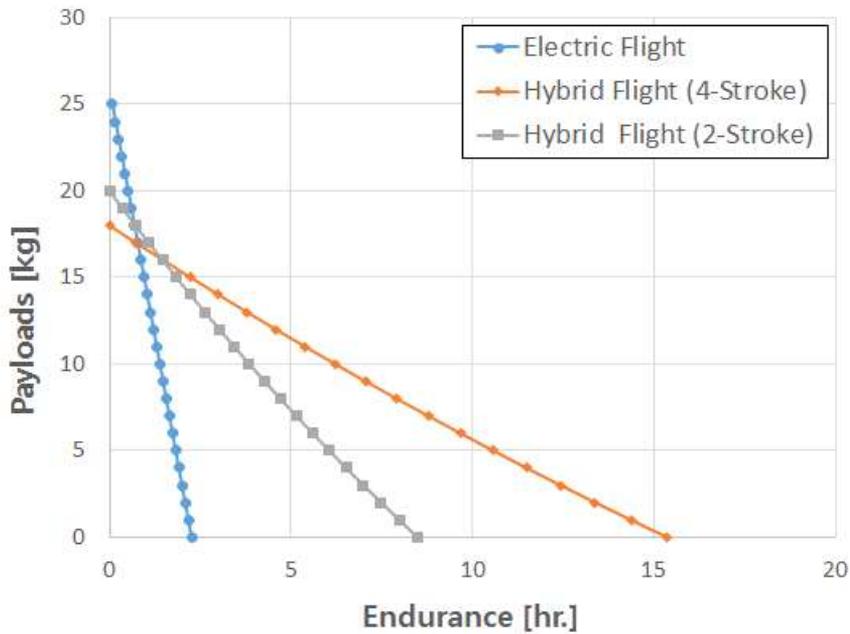


Fig. 25 Endurance Comparison for Electric nly and Hybrid-Electric Flight

약 6 kg으로, 하이브리드-전기 추진이 전기추진에 비해 이점을 갖는 체공시간은 약 40분이다. 즉, 체공시간이 40분 이상 요구될 때, 하이브리드-전기 추진이 전기추진에 비해 이점을 가질 수 있다. 또한, 하이브리드-전기 추진시스템에 해당하는 만큼의 유상하중을 증가시킬 수 있으며, 40분 비행 시, 8 kg의 추가적인 유상하중, 총 18 kg의 유상하중이 탑재가능하다. 그러나 40분 이상의 장기체공 임무 시 하이브리드-전기 추진이 단순 전기 추진보다 체공시간 및 유상하중 등에서 이점을 갖는 것으로 예측되었다.

직렬 하이브리드-전기 추진시스템은 수직 이착륙 시와 순항 시의 요구동력의 차가 큰 고정익 기반의 수직이착륙 항공기에 적용 시, 전체 추진시스템의 무게를 감소시킬 수 있으며, 추진시스템의 효율을 증가시켜 체공시간 및 유상하중 증가에 기여할 수 있는 것으로 예측되었다. 현재 제작이 진행되고 있는 시험설비의 완성과 각 구성품의 제어 알고리즘 조정을 거쳐 2015년 가을에 지상시험을, 2016년에 비행시험을 실시할 예정이다. 이를 통해 직렬 하이브리드-전기 추진시스템의 타당성과 성능을 최종적으로 확인할 예정이다.