

쿼드-틸트프롭 하이브리드 동력시스템 설계 특성

김근배* · 이보화*

Design Characteristics on the Hybrid Power System for Quad-Tilt Prop

Keunbae Kim* · Bohwa Lee*

ABSTRACT

A series-hybrid power system was designed for quad-tilt prop UAV and the characteristics was analysed. The power system consists of a 4.5kW rotary engine-generator and a li-battery as power sources, a power controller manages the overall power and supplies to the vehicle system. The output power of the engine is to be matched with the generator performance considering mechanical driving loss and generating efficiency, and also loss for charging and discharging of the battery energy. It is applied that the constant speed operation of the engine-generator to minimize overall fuel consumption by integrating the generating power and the battery energy, consequentially the battery capacity and characteristics could be important factors for improvement of the system efficiency.

초 록

쿼드-틸트프롭(QTP) 무인기의 직렬-하이브리드 방식 동력시스템을 설계하고 특성을 분석하였다. 동력시스템은 4.5kW급 로터리엔진-발전기 장치를 기본으로 리튬-배터리를 동력원으로 사용하며, 동력제어기가 비행체가 필요로 하는 전체적인 동력을 제어하고 공급한다. 엔진의 출력은 발전기 구동 및 발전 효율과 배터리의 충전과 방전에 따른 손실을 고려하여 발전기 성능과 매칭된다. 배터리에 저장된 에너지와 통합 제어해서 전체적인 연료소모율을 최소화하도록 엔진-발전기의 정속(Constant Speed) 운용개념이 적용되며, 결과적으로 배터리의 용량과 특성, 그리고 충전과 방전 사이클이 효율향상에 중요한 요소로 작용할 수 있다.

Key Words: Quad-Tilt Prop(쿼드-틸트프롭), Series-Hybrid(직렬-하이브리드), Rotary Engine(로터리엔진), Generator(발전기), Li-Battery(리튬-배터리), Power Controller(동력제어기)

1. 서 론

최근 무인기 추진시스템 기술의 발전과 더불어 비행체의 프로펠러 추진장치 개수가 증가하는 경향을 보이고 있다. 비행체의 프로펠러 수가 늘어나면 상대적으로 프로펠러 직경이 줄어들면

* 한국항공우주연구원 엔진시스템연구팀

† 교신저자, E-mail: kbkim@kari.re.kr

서 전체적인 소음도 감소하고 추진시스템의 안전성과 정비성이 향상되는 장점이 있는 반면, 시스템 설계가 복잡해지고 매우 정교한 제어시스템이 요구된다.[1, 2, 3] Fig. 1은 한국항공우주연구원에서 개발하고 있는 쿼드-틸트프롭 무인기의 형상을 나타내며, 일반적으로 소형무인기에 적용되는 한 개 내지 두 개의 프로펠러 방식보다 수직-이착륙 및 비행 성능이 우수하고, 다양한 임무를 수행할 수 있는 특성을 갖추고 있다.

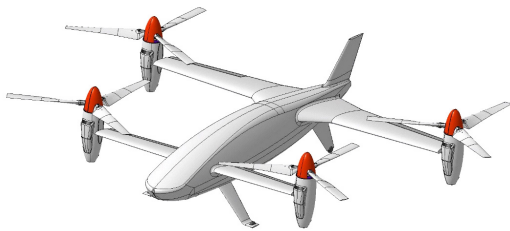


Fig. 1 Quad-Tilt Prop UAV

이러한 형식의 추진장치는 엔진으로 직접 구동하는 방식보다 전기동력을 이용한 모터 구동 방식이 구조적으로 단순하고 효율적이기 때문에 배터리 또는 하이브리드 방식의 전기동력시스템을 선택할 수 있다. 현재 기술 수준에서 배터리 동력만으로는 체공시간이 매우 짧기 때문에 임무수행이 제한적이며, 대안으로 엔진과 발전기, 그리고 배터리를 조합한 하이브리드 방식을 적용하여 체공시간을 늘릴 수 있다. 또한 하이브리드 방식은 기존의 엔진만으로 구동하는 방식에 비해 연료소모량을 줄일 수 있으므로 동력시스템 효율을 높일 수 있는 장점이 있다.

본 논문에서는 쿼드-틸트프롭 무인기의 직렬-하이브리드 동력시스템 설계 및 연료소모율 관점에서 효율 향상을 위한 시스템 설계 특성을 분석하였다.

2. 직렬-하이브리드 동력시스템 설계

2.1 시스템 구성 및 동력분배 방식

쿼드-틸트프롭 방식은 네 개의 구동모터가 요

구되기 때문에 별도의 기계적 구동력이 필요없는 직렬-하이브리드 전기동력시스템으로 설계하였다. 기본적으로 엔진-발전기로 구성된 발전시스템에서 전기를 생산하고 배터리에 저장하며 필요에 따라 발전기 또는 배터리의 동력을 조합해서 사용할 수 있고 동력제어기가 전체적인 동력을 통합해서 제어한다. Fig. 2는 쿼드-틸트프롭 방식의 직렬-하이브리드 동력시스템을 개략적으로 나타낸 것이다.

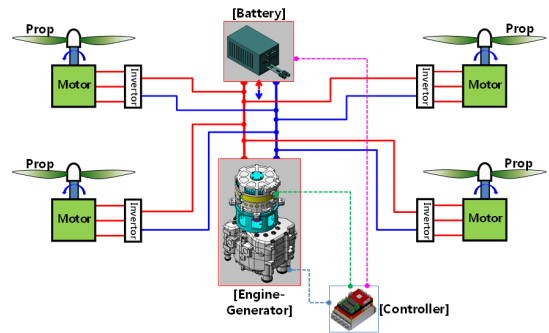


Fig. 2 Configuration of Series-Hybrid Power System for Quad-Tilt Prop

Fig. 3은 비행체의 미션프로파일을 보여주며, 이를 토대로 하이브리드 동력시스템을 구성하고 동력분배 방식을 설계하였다.

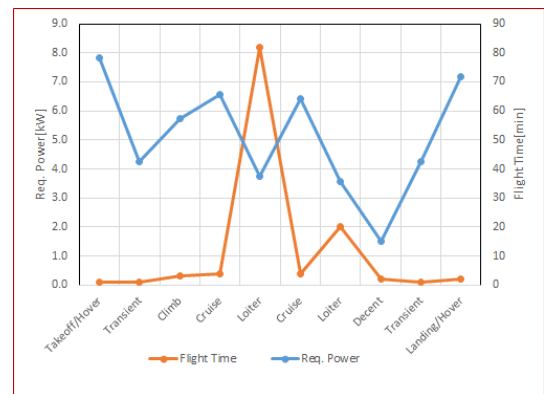


Fig. 3 Mission Profile for Quad-Tilt Prop

동력제어기는 비행체 시스템이 요구하는 동력에 따라서 엔진-발전기의 시동/정지 및 발전을

제어하며, 배터리의 SOC(State of Charge) 적정 관리범위에 따라서 충전과 방전이 효율적으로 이루어지도록 관리한다.

2.2 연료소모량 분석

비행체의 미션프로파일을 이용해서 최대 요구 동력 7.8kW를 기준으로 엔진-발전기 및 배터리의 동력분배에 따른 연료소모량을 분석하였다. 엔진은 정격출력 6.5kW급 로터리엔진을 적용하고 발전기는 구동손실 및 발전효율, 그리고 배터리의 충/방전에 따른 효율을 고려해서 4.5kW 출력을 가정하였다. 부족한 출력을 보충하기 위해서 몇 가지 용량의 리튬-폴리머 배터리를 대상으로 SOC 관리범위를 최저 30%로 설정하고 시뮬레이션 해석을 수행하였다. 이때 엔진-발전기는 동력제어기에 의해서 비행체가 요구하는 소요동력을 근거로 On/Off 제어되며, 배터리는 SOC 수준에 따라서 발전기에 의한 충전 또는 에너지를 방전한다. 여기서는 총 2시간의 미션프로파일에 따라 하이브리드 동력시스템이 운용되는 것을 가정하고, 엔진-발전기를 기본으로 네 가지의 배터리 용량에 따른 연료소모량 예측 결과를 Table 1에 나타냈다.

Table 1. Prediction of Fuel Consumptions

Generator Output	Battery Energy	Fuel Consumption
4.5 kW	4.5 kWh	3.79 kg
4.5 kW	1.0 kWh	3.67 kg
4.5 kW	0.68 kWh	3.87 kg
4.5 kW	0.5 kWh	3.83 kg

연료소모량은 배터리 에너지용량이 1.0 kWh 일 때 가장 적었으며, 용량이 0.68 kWh에서 가장 많이 소모되는 것으로 나타났다. 이러한 결과는 미션프로파일의 동력요구조건과 그에 따른 배터리의 특성 그리고 충전/방전 사이클의 복합적인 결과에 의해 결정된다. Fig. 4는 1kWh 용량의 배터리 적용조건에서 총 2시간의 임무 수행에 걸쳐 전체 소요동력 및 발전기와 배터리

두 가지 동력원의 동력분배 결과, 그리고 배터리의 SOC 변화를 보여준다.

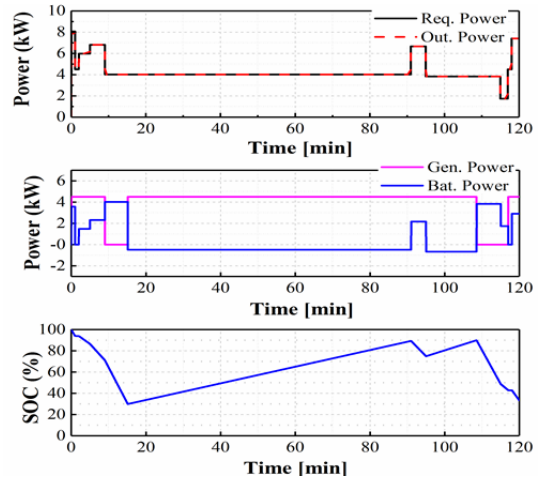


Fig. 4 Power Distribution and SOC Variation

3. 시스템 설계 특성

3.1 하이브리드시스템 동력제어

엔진-발전기 및 배터리의 동력을 효율적으로 조합해서 사용하기 위해서는 각각의 동력원의 특성을 파악해서 시스템 관점에서 최고 효율이 발휘되도록 성능을 매칭 시킬 필요가 있다. 이를 위해 동력제어기가 두 가지 동력원을 통합 제어해서 시스템이 요구하는 경량화와 효율 향상을 도모하는 방향으로 설계된다. 동력제어기는 Fig. 5와 같이 비행중에는 비행체 FCC(Flight Control Computer)에 대응하여 엔진-발전기와 배터리의 전원을 통합/분배 관리하며, 또한 지상에서는 GUI(Graphic User Interface) 방식을 이용하여 전체적인 동력시스템을 모니터링하고 제어할 수 있다.

3.2 동력원 설계 특성

하이브리드 동력시스템의 연료소모율 향상을 위해서 전체적인 동력시스템 제어와 더불어 동력원의 특성을 토대로 각각의 동력원이 최고 효율영역에서 작동할 수 있도록 설계되어야 한다.

엔진-발전기는 하이브리드 동력시스템의 핵심 동력원으로서 비행 중 지속적인 발전이 이루어지며 발전 성능과 시간에 따라 전체적인 엔진의 연료소모량이 결정된다.

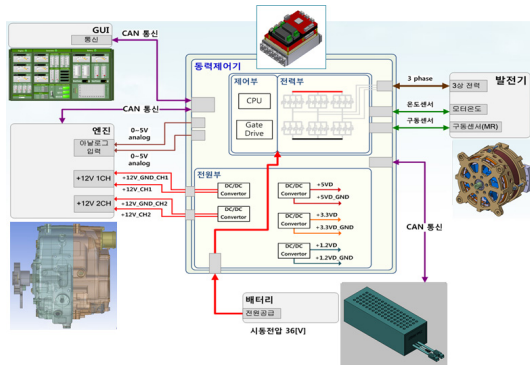


Fig. 5 Schematic of Power System Control

기존의 엔진만 사용하는 동력시스템의 경우, 미션프로파일의 모든 동력요구조건을 엔진이 전체적으로 감당하기 때문에 출력 변동에 따른 비효율적 운용 구간이 발생하며 결과적으로 연료소모량이 늘어난다. 일반적으로 로터리엔진은 최대출력의 70~80% 영역에서 최적의 효율이 발휘될 수 있으므로 발전기의 출력조건을 엔진의 최적 효율영역을 토대로 구동손실을 고려하여 매칭 설계하고 발전기 구동을 정속(Constant Speed) 조건으로 유지할 경우 최대의 연료소모량 절감 효과를 기대할 수 있다. 따라서 효율 향상 관점에서 엔진-발전기 구동 시 항상 정속조건을 유지하도록 동력제어 알고리즘을 구성하는 것이 중요하다.

배터리의 경우, 리튬-이온(18650) 또는 리튬-폴리머(파우치) 방식에 따라 충전과 방전 특성이

달라지므로 시스템 요구조건에 적합한 전지를 선정하는 것이 매우 중요하며, 시스템이 요구하는 에너지 확보와 더불어 중량 관점에서 최대한 경량화가 이루어져야 한다. 이는 하이브리드 동력시스템의 전체적인 동력분배 방식과 함께 운용시나리오를 통해 분석되어야 하며, 결과적으로 중량 및 연료소모량 결정에 중요한 요소로 작용한다.

4. 결 론

쿼드-틸트프롭 방식 무인기의 직렬-하이브리드 동력시스템 설계에 관해 동력제어 특성과 연료소모율을 분석하였다. 기본적으로 엔진-발전기와 배터리의 성능 매칭이 중요하며, 효율 향상을 위해서 동력제어기가 엔진-발전기 및 배터리의 동력을 통합 제어한다. 연료소모량을 절감하기 위해서 엔진-발전기의 정속운용 조건과 배터리의 특성 분석을 통한 설계 조합이 중요하다.

참 고 문 헌

1. 김근배, 이보화, “복합회선의 무인기용 하이브리드 동력시스템 개념연구”, 한국추진공학회 2016년도 춘계학술대회 논문집, 2016
2. 김근배, 이보화, 박부민, “항공기 전기추진시스템 기술 동향”, 항공우주산업기술동향 14 권 1호, pp. 70~82, 2016
3. 김근배, 이보화, “소형무인기 직렬-하이브리드 동력시스템 개념설계”, 한국추진공학회 2016년도 추계학술대회 논문집, 2016