



전동 하이브리드 무인 드론의 동력 계통 최적화

박정환¹, 류희경², 이학태³

Power System Optimization for Electric Hybrid Unmanned Drone

Jung-Hwan Park¹, Hee-Gyeong Lyu² and Hak-Tae Lee³

INHA University

ABSTRACT

For drones to be used for industrial or agricultural applications, it is necessary to increase the payload and endurance. Currently, the payload and endurance are limited by the battery technology for electric powered drones. In addition, charging or replacing the batteries may not be a practical solution at the field that requires near continuous operation. In this paper, a procedure to optimize the power system of an electric hybrid drone that consists of an internal combustion engine, a generator, a battery, and electric motors is presented. The example drone for crop dusting is sized for easy transportation with a maximum takeoff weight of 200 kg. The two main rotors that are mechanically connected to the internal combustion engine provides most of the lift. The drone is controled by four electric motors that are driven by the generator. By analyzing the flow of the energy, a methodology to select the optimum propeller and motor among the commercially available models is described. Then, a procedure of finding the optimum operational condition along with the proper gear reduction ratios for the internal combustion engine based on the test data is presented.

초 록

드론이 농업 및 산업 운송 분야에 이용되기 위해서는 큰 탑재 하중과 긴 운용시간이 필요하다. 현재의 배터리 기술로는 탑재 하중과 체공 시간을 늘리는 데에 한계가 있고, 특히 현장에서 지속적인 운용이 필요할 때에 배터리의 충전 또는 교환이 번거로운 문제가 있다. 본 연구에서는 내연기관과 발전기, 그리고 배터리와 전기모터가 결합된 복합적인 추진기관을 사용하는 드론의 동력시스템을 최적화하는 과정을 제시한다. 운반과 운용의 제약을 고려하여 이륙중량 200kg 급의 기체를 선정하였다. 내연기관과 직접 연결된 2개의 주 로터가 기체 중량의 대부분을 담당하고, 내연기관으로 구동되는 발전기의 전력을 사용하는 4개의 모터가 자세제어를 담당하도록 시스템을 구성하였다. 드론의 에너지 흐름을 파악하여, 기존의 상용품 중 최적의 모터와 프로펠러를 선정하는 기법을 제시하고, 내연기관의 측정 데이터를 이용하여 최적의 운용 점과 기어비를 도출하는 기법을 제시한다.

Key Words : Parallel-Hybrid(병렬-하이브리드), BLDC Motor(브러시리스 직류 전동기), UAV(무인항공기), Power Optimization(동력 최적화)

† Received : December 26, 2018 Revised : February 28, 2019 Accepted : March 26, 2019

¹ Graduate Student, ² Graduate Student, ³ Associate Professor

³ Corresponding author, E-mail : haktae.lee@inha.ac.kr, ORCID 0000-0002-0674-9931

© 2019 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

Nomenclature

g : 중력 가속도 (m/s^2)	I_0 : 무부하 전류 (A)
k : 토크 상수 (Nm/A 또는 Vs)	J : 전진비
k_0 : 정지 마찰 토크 계수 (Nm)	N : 프로펠러 깃 수
k_1 : 1차 운동 마찰 토크 계수 (Nms)	P : 동력 (W)
k_2 : 2차 운동 마찰 토크 계수 (Nms^2)	Q : 토크 (Nm)
m : 기체 질량 (kg)	Q_f : 마찰 토크 (Nm)
n : 초당 회전수 (1/s)	R : 권선 저항 (Ω)
v_s : 프로펠러축 방향으로의 전진속도 (m/s)	T : 추력 (N)
C_P : 동력계수	V : 전압 (V)
C_T : 추력계수	ρ : 공기의 밀도 (kg/m^3)
D : 프로펠러 지름 (m)	η : 효율
G : 기어비	η_t : 동력전달 효율
I : 전류 (A)	ω : 회전 각속도 (rad/s)

Subscripts

b : 배터리	m : 모터
e : 엔진	p : 보조 로터
g : 발전기	r : 주 로터

I. 서 론

멀티로터 형태의 드론은 기계적인 단순함으로 인하여 최근 각광을 받고 있고, 특히 임무 중량이 작은 항공촬영과 같은 분야에서는 이미 널리 사용되고 있다. 드론을 대형화하여 택배나 농약 살포와 같은 대용량의 임무 중량을 탑재하는 연구도 활발히 진행되고 있다[1].

그러나 로터 디스크면적이 작기 때문에 전체 에너지 효율이 떨어지는 문제가 있다. 배터리를 사용하는 경우, 대형화될수록 배터리의 가격이 증가하고 또한 대용량의 배터리를 충전, 운반 관리에 어려움이 증가한다. 특히 농약 살포처럼 현장에서 지속적인 운용을 필요로 하는 경우 충전이 느리고, 사용시간이 짧은 배터리 충전/교환식보다는 사용시간이 긴 연료를 주입하는 방식이 적합하다[2].

이런 배터리 시스템의 단점을 해결하기 위해 복잡한 동력시스템에 관한 연구가 이루어지고 있다 [3-5]. 본 연구에서는 중량을 담당하는 대형의 주 로터와 제어를 담당하는 별도의 보조 로터 시스템을 가지고, 내연기관과 전기모터를 결합한 전동 하이브리드 형태의 드론을 제안한다. 특히 동력시스템을 구성하고 이를 최적화할 수 있는 기법을 제시한다.

엔진과 주 로터, 그리고 발전기의 제원은 고정되어 있다는 가정 하에, 각 보조로터용 모터 모델에 대해 전체 소모 동력을 최소화 하는 프로펠러 모델을 찾

고, 해당 보조로터의 추력을 구하였다. 또한, 엔진의 연료소모 데이터를 이용하여 최적의 엔진 회전수와 이에 해당하는 기어비를 구하는 기법을 제시하였다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. II장은 시스템의 개요와 해석을 위해 사용된 모델과 가정들을 기술하고, 성능 해석을 시행한다. 해석을 통해 각 모터별 최적의 운용조건을 확인하고, 그 중 가장 좋게 해석된 결과를 제시한다. III장은 결론을 정리한다.

II. 본 론

2.1 무인기 시스템 개요

Figure 1은 2개의 주 로터와 주변에 4개의 제어용 보조 로터로 구성된 농업용 대형드론의 개념적인 배치와 동력전달 과정을 보여준다.

Figure 2는 전체 동력 흐름을 보여준다. 엔진에서 발생된 동력이 벨트1을 따라 주축으로 전달되고, 주축에서 일부 동력은 베벨기어를 통해 2개의 주 로터로, 나머지 동력은 다시 벨트2를 통해 발전기로 전달된다. 발전기에서 발생된 전기에너지는 전력관리 시스템(Power Management System, PMS)을 통해 비행 제어 컴퓨터, 조종면, 농약 분사기, 모터 속도 컨트롤러(Electronic Speed Controller, ESC)로 배분된다. 2개의 주 로터가 기체 중량의 대부분을 담당하고 4개의 보조 로터가 일반 드론처럼 모터의 RPM을 이용해 자세를 제어하는 방식이다. 이착륙과 안정적인 전

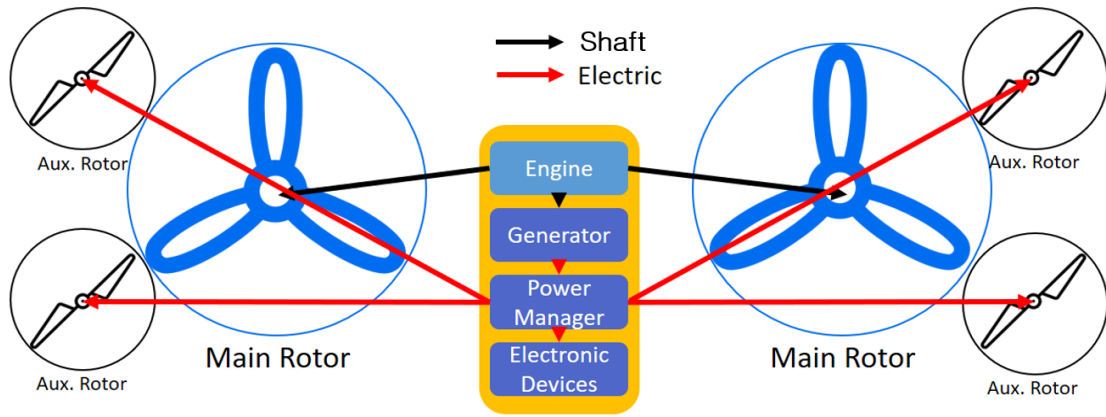


Fig. 1. Concept Design

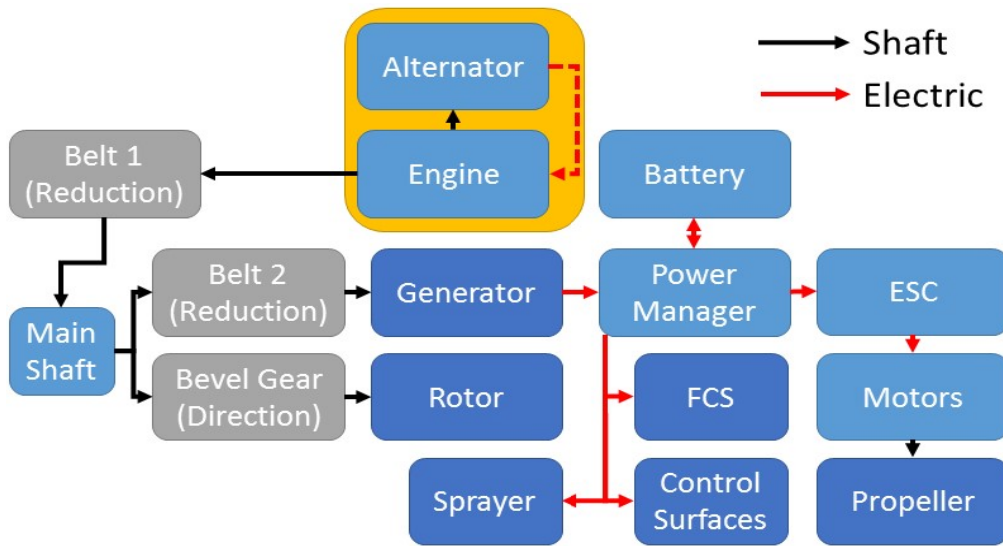


Fig. 2. Energy Flow

진비행을 위해 주 로터의 collective pitch를 조절하기 위한 서보모터, 로터 하부의 vane 등의 추가적인 제어장치, 그리고 엔진의 스로틀을 움직이기 위한 서보모터 등을 통칭하여 조종면이라 부른다.

Figure 3은 Fig. 1과 Fig. 2를 통해 정의한 시스템을 실제로 구현한 예시의 3D 형상을 보여준다. 구성

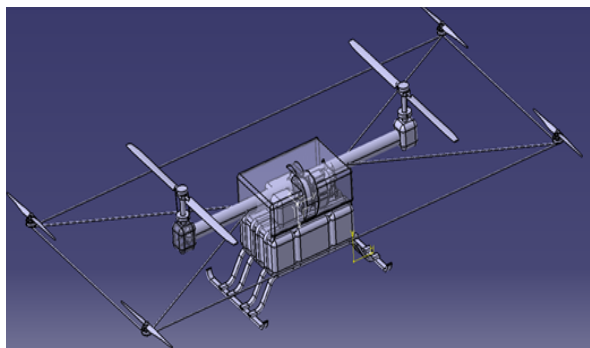


Fig. 3. 3D Model Design

품들의 위치는 비행동역학적인 해석을 통해 결정하여야 하지만 본 논문에서는 다루지 않고, 직관적인 이해를 돕기 위한 예시이다.

2.2 전력시스템 개요

2.2.1 모터 모델

본 연구에서는 단순한 직류 모터 모델을 사용한다. 모터에 흐르는 전류는 식 (1)과 같이 인가된 전압과 유도 전압의 차이를 권선 저항으로 나누어 준 값이다.

$$I_m = \frac{V_m - k_m \omega_m}{R_m} \quad (1)$$

모터의 출력 토크는 식 (2)와 같이 전자기력에 의해 생성된 토크에서 마찰로 인한 손실을 빼준 값이다. 일반적으로 마찰 토크는 회전수의 함수이며, 마찰 토크에 대한 모델은 뒤에서 자세하게 다룬다.

$$Q_m = k_m I_m - Q_{f_m}(\omega_m) \quad (2)$$

Table 1. Generator Parameters

Parameter	Value
k_g	0.0707
R_g	0.0143
k_{0_g}	0.1414
k_{1_g}	5e-6

2.2.2 발전기 모델

발전기의 모델은 모델에서 입력과 출력이 반대로 되는 상황으로, 기본적인 물리 법칙은 모터 모델과 동일하다. 식 (3)에서와 같이 발전기의 입력 토크와 마찰로 인한 손실의 차가 전자기력에 의해 작용하는 토크이다.

$$Q_g - Q_{f_g}(\omega_g) = k_g I_g \quad (3)$$

전류와 회전수가 결정되면, 발전기의 출력 전압은 식 (4)와 같이 구할 수 있다. 즉 유도 전압에서 코일에 흐르는 전류에 의한 전압 강하를 제외한 나머지가 출력 전압이 된다.

$$V_g = k_g \omega_g - I_g R_g \quad (4)$$

본 연구에서는 발전기의 성능 파라미터 최적화는 포함하지 않았으며, 4개의 모터와 나머지 전력시스템을 구동할 수 있는 정도의 성능 파라미터를 상정하였다. 발전기의 성능 파라미터는 Table 1에 요약되어 있다. 마찰 토크와 회전수에 대한 1차 함수 모델을 사용하였다.

2.2.3 모터 효율 특성

마찰 토크의 모델에 따라서 모터의 특성이 달라진다. Fig. 4와 같이 실제 실험 결과[6]와 유사한 특성, 즉 효율이 최대가 되는 회전수와 토크의 영역이 Island와 같이 유한하게 나타나기 위해서는 회전수에 대하여 식 (5)와 같이 최소한 2차 함수로 모델링이 되어야 한다. 상수항은 정지 마찰, 1차 항은 베어링의 구름 저항에 의한 마찰, 그리고 2차 항은 모터 회전부의 공기저항에 의한 마찰이 주요 원인이라고 할 수 있다[7].

$$Q_{f,m} = k_{0,m} + k_{1,m} \omega_m + k_{2,m} \omega_m^2 \quad (5)$$

모터의 효율은 식 (6)과 같이 출력 동력을 입력 동력으로 나누어준 값이다. 실제 설계과정에서는 측정을 통하여 보다 정확한 마찰 토크의 특성을 모델링할 수 있으나 본 연구에서는 주어진 모터 성능을 바탕으로 모터를 선정하는 기법에 중점이 있기 때문에, 후보군의 모터 4종에 대해서 마찰계수들을 적절히

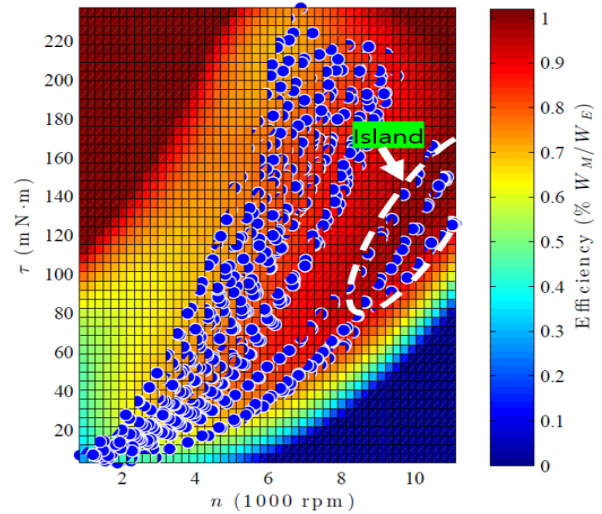


Fig. 4. E-flight Park 480 Motor Efficiency Map [6]

조절하여 모든 모터가 동일한 최대효율을 갖도록 하였다. 최대효율을 같게 함으로써, 단순히 효율에 따라 선정되는 것이 아니고 나머지 동력부와의 매칭이 가장 잘 되는 모터가 선택될 수 있다.

$$\eta_{motor} = \frac{Q_m \omega_m}{V_m I_m} \quad (6)$$

일반적으로 모터 제조사에서 무부하 전류값이 제공되는데, 이를 바탕으로 식 (7)과 같이 토크 상수를 곱하여 상수항, k_{0_m} 을 구하였다. 1차 항과 2차 항의 계수는 적절히 조절하여 모든 모터에 대하여 최대 효율이 90.6%가 되도록 하였다. 제조사에서 제공한 모터 성능 데이터, k_m , R_m , I_{0_m} 과 본 연구에서 조절한 마찰 계수, k_{0_m} , k_{1_m} , k_{2_m} 은 Table 2에 요약되어 있다.

$$k_{0_m} = k_m I_{0_m} \quad (7)$$

4개의 후보 모터에 대한 효율 특성은 Figs. 5~8에 나타나 있다. 효율 90% 등고선의 영역을 기준으로

Table 2. Motor Parameters

	KDE720 8XF-135	KDE720 8XF-110	KDE721 5XF-135	KDE821 8XF-120
k_m	0.0707	0.0868	0.0707	0.0796
R_m	0.113	0.171	0.057	0.037
I_{0_m}	0.4	0.4	0.5	0.8
k_{0_m}	0.0283	0.0347	0.0353	0.0637
k_{1_m}	1e-6	1e-6	1.46e-6	2e-6
k_{2_m}	1e-7	8e-8	3.15e-7	6.7e-7

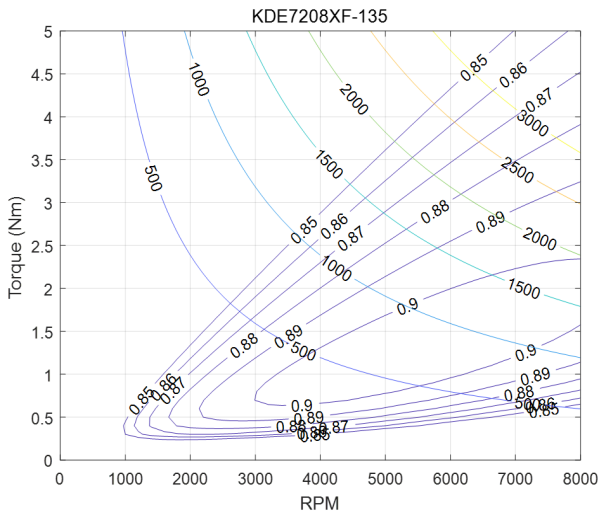


Fig. 5. KDE7208XF-135 BLDC Motor Map

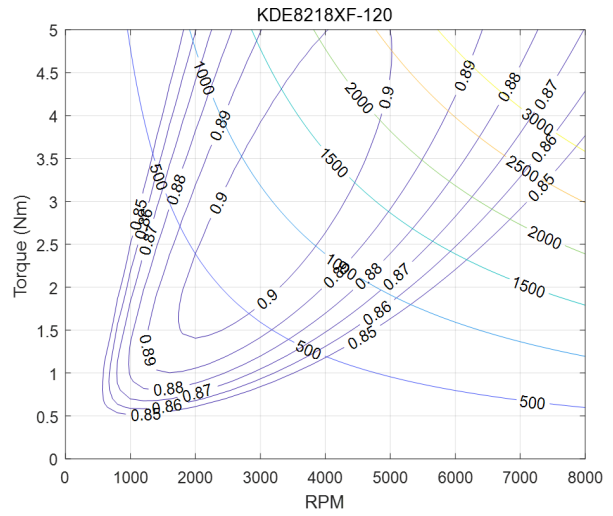


Fig. 8. KDE8218XF-120 BLDC Motor Map

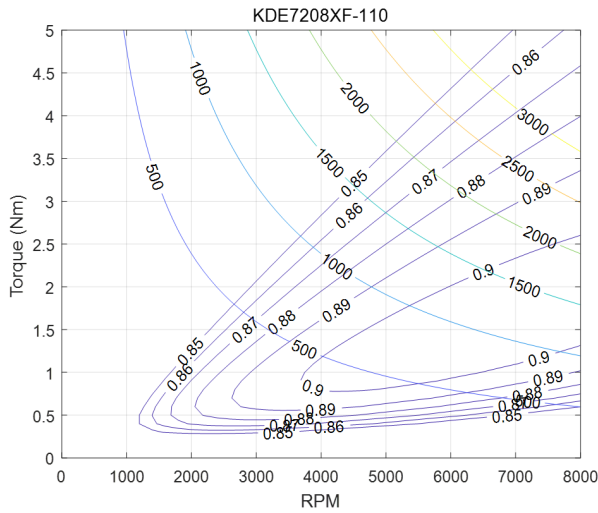


Fig. 6. KDE7208XF-110 BLDC Motor Map

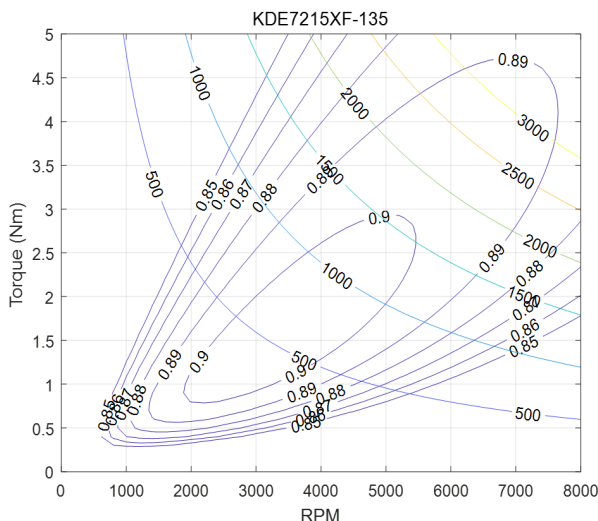


Fig. 7. KDE7215XF-135 BLDC Motor Map

KDE7208XF-135 모터는 상대적으로 높은 회전수, 낮은 토크에서 최대 효율이 나타나고, 반대로 KDE8218XF-120 모터는 낮은 회전수, 높은 토크에서 최대 효율이 나타남을 확인할 수 있다.

2.2.4 전력관리 시스템

제어에 사용되는 보조 로터의 경우 그 회전수가 빠르게 변화하기 때문에 요구되는 전력의 변화도 크다. 제어용 모터에서 소모되는 전력이 순간적으로 늘어날 경우, 이를 모두 발전기에서 공급하기 위해서는 엔진의 출력 토크가 커져야 하고, 이렇게 되면 주 로터의 구동에 사용되던 동력이 줄어드는 상황이 발생할 수 있다. 따라서 일정한 주 로터의 회전을 유지하기 위해서는 배터리를 포함한 전력관리 시스템이 발전기의 부하를 일정하게 유지해야 한다.

발전기에서 공급되는 전력은 모두 전력관리 시스템으로 들어가고, 모터, 비행제어 컴퓨터, 조종면, 농약 살포기가 모두 이 전력관리 시스템으로부터 전력을 공급받는다. 모터를 제외한 농약 살포기, 비행제어 컴퓨터, 조종면은 항상 일정한 전력을 소모한다고 가정하였으며 그 값은 Table 3에 제시되어 있다.

Table 3. Electrical System Parameters

Parameter	Description	Value	Unit
P_{sp}	Power consumption of sprayer	100	W
P_{fcs}	Power consumption of FCS	200	W
P_{cs}	Power consumption of control surfaces	50	W
η_{ESC}	Efficiency of ESC	0.9	
η_{PMS}	Efficiency of PMS	0.9	

2.3 보조 로터와 주 로터

2.3.1 프로펠러 모델

프로펠러의 추력계수와 동력계수는 다음과 같은 식으로 표현된다[8].

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad (8)$$

$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5} \quad (9)$$

일반적으로 추력계수와 동력계수는 전진비의 함수이나, 본 연구에서는 호버링 상태만을 상정하기 때문에 전진비가 0이고, 따라서 추력계수와 동력계수도 상수로 간주할 수 있다.

2.3.2 프로펠러 데이터의 도출

일반적으로 제조사에서 제공하는 데이터에 회전수와 정적추력이 포함되어있기 때문에 추력계수는 산출이 용이하다. 하지만 동력계수를 산출하기 위해 필요한 토크 측정치는 제공되지 않는 경우가 대부분이기 때문에, 본 연구에서는 참고문헌[9]의 기법을 사용하여, 프로펠러 구동에 사용된 모터의 성능 데이터와의 통합 해석을 통하여 동력계수를 추정하였다.

실제로 후보군의 모터들은 Brushless Direct Current (BLDC) 모터로서 코일에 일정한 전류가 흐르지 않기 때문에 코일에 흐르는 전류값을 측정하기가 어렵다. 따라서 제조사에서 측정 데이터를 제공할 때에 일반적으로 전원부에서 흐르는 전류 값을 제공한다. 모터 속도 컨트롤러(ESC)의 효율을 식 (10)과 같이 상정하면, 식 (1)과 식 (10)을 결합하여 식 (11)과 같이 모터에 인가된 전압을 표현할 수 있다.

$$\eta_{ESC} = \frac{V_m I_m}{V_b I_b} \quad (10)$$

$$V_m = \frac{k_m \omega_m + \sqrt{(k_m \omega_m)^2 + 4R_m \eta_{ESC} V_b I_b}}{2} \quad (11)$$

모터속도제어장치(ESC)의 효율 값을 알면 실제 모터에 인가된 전압을 추정할 수 있고, 이를 이용하여 모터의 전류와 출력 토크를 구하면, 식 (9)를 이용하여 동력계수를 산출할 수 있다. 부하가 있는 상태에서 대부분의 경우 효율이 90% 이상임을 알 수 있다 [10].

Figures 9, 10은 27.5" X8.9 2엽 프로펠러에 대해, 다양한 모터의 조합과 운용조건에 대해 추정한 추력계수와 동력계수의 분포를 보여준다. 추력계수의 경우 직접적으로 측정된 값인 추력과 회전수에 의해 산출되기 때문에 불확실성이 작고, 결과적으로 다수의 데이터 포인트가 일정한 값 주위로 조밀하게 분

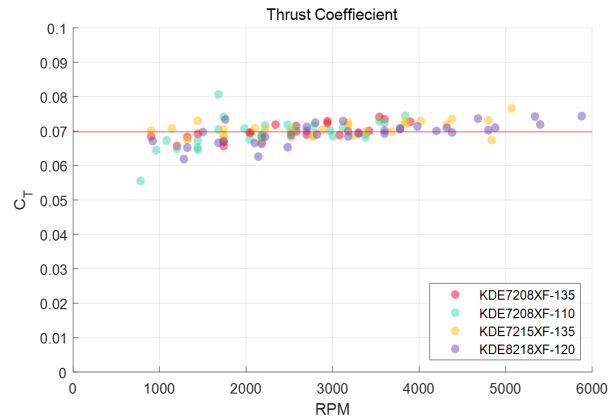


Fig. 9. Thrust Coefficients

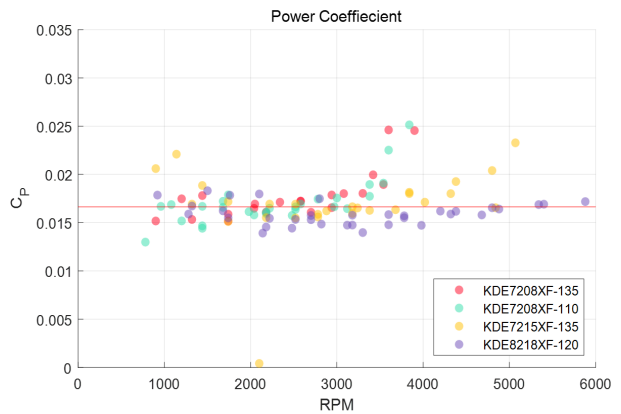


Fig. 10. Power Coefficients

Table 4. Propeller Coefficients

Propeller	D (inch)	N	c_T	c_P	
				90%	95%
24.5" X 8.1 Dual	24.5	2	0.0721	0.0176	0.0186
24.5" X 8.1 Triple	24.5	3	0.0938	0.0267	0.282
24.5" X 8.1 Hex	24.5	6	0.1361	0.049	0.0505
27.5" X 8.9 Dual	27.5	2	0.0698	0.0166	0.0176
27.5" X 8.9 Triple	27.5	3	0.0912	0.0248	0.0262
27.5" X 8.9 Hex	27.5	6	0.1295	0.0456	0.0481
30.5" X 9.7 Dual	30.5	2	0.0727	0.0173	0.0182
30.5" X 9.7 Triple	30.5	3	0.0900	0.0234	0.0247
30.5" X 9.7 Hex	30.5	6	0.1295	0.0437	0.0461

포되어 있음을 확인할 수 있다. 동력계수는 추력계수보다 상대적으로 넓게 분포되어 있는데, 각각의 모터에 대해 낮은 회전수와 높은 회전수에 대해서 높게 나타나고, 중간 회전수에서는 비교적 일정한 값을 볼 수 있다. 이는 모터와 프로펠러의 매칭이 좋지 않은 운용조건의 조합에서 나타나는 현상으로 추정된다. 동력계수의 평균을 계산해 보면, 각 모터에 대한 중간 회전수의 운용조건에서는 동력계수들이 평균 주위에 조밀하게 분포함을 확인할 수 있다. 같은 방법으로 9개의 후보 프로펠러에 대하여 산출한 추력계수와 동력계수는 Table 4에 요약되어 있다. 모터 속도 컨트롤러(ESC)의 효율을 90%와 95% 2가지로 상정하여 계산하였는데, 최적화에는 모터 속도 컨트롤러(ESC) 효율을 90%로 가정으로 계산한 값을 이용하였다.

2.3.3 주 로터

주 로터는 참고문헌[11]에서 사용한 로터의 추력과 동력계수를 이용하였으며 그 값은 Table 5와 같다. 해당 로터 블레이드는 Blade Element Momentum Theory (BEMT) 기법을 사용하여 설계되었는데, 설계 과정은 본 논문에서 다루지 않는다.

기동을 위해서는 주 로터에 피치를 가변할 수 있는 장치가 있어야 하고, 장치를 설치하게 되면 추력계수와 동력계수는 가변적일 것이나, 최적화를 위해 일정하다 가정하였다.

2.4 성능 해석 기법

동력 성능 해석은 참고문헌[11]의 기법을 따르며, 계산과정은 Fig. 11과 같이 실시하였다. 9개 중 하나의 프로펠러에 대해, 보조 로터의 추력값을 고정하면 식 (8)을 이용하여 회전수를 구할 수 있고, 이를 식 (9)에 적용하여 동력과 토크를 구한다. 모터 모델에 대해서 식 (1), (2)를 이용하여 전압과 전류를 구한다. 발전기에서 모터의 요구전압과 같은 전압으로 발전한다고 가정하여 식 (12)와 같다. 발전기에서 공급해야 할 전류는 4개의 보조 로터 구동 모터에서 사용하는 전류에 ESC의 효율, 그리고 나머지 전원관리 시스템에서 사용하는 전력인 식 (13)을 기초로 식 (14)와 같이 계산된다.

Table 5. Main Rotor Parameters

Parameter	Value
N_r	2
m	200
D_r	1.5
c_{Tr}	0.0965
c_{Pr}	0.0263

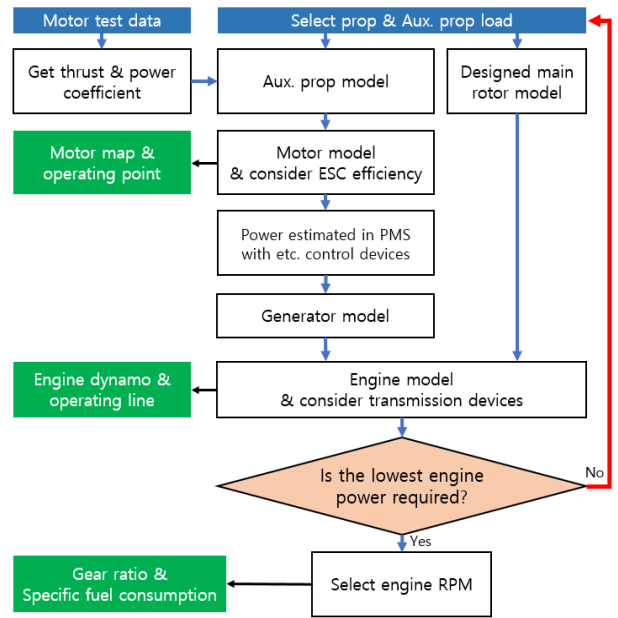


Fig. 11. Power Calculation Flow Chart

$$V_g = V_m \quad (12)$$

$$I_{sp} = \frac{P_{sp}}{V_m}, \quad I_{fcs} = \frac{P_{fcs}}{V_m}, \quad I_{cs} = \frac{P_{cs}}{V_m} \quad (13)$$

$$I_g = (I_m N_p / \eta_{ESC} + I_{sp} + I_{fcs} + I_{cs}) / \eta_{PMS} \quad (14)$$

발전기의 전압과 전류가 결정되면 식 (3), (4)에 의하여 발전기의 토크와 회전수를 구할 수 있다.

다음은 주 로터에서 필요한 토크를 계산하여야 한다. 식 (15)에서와 같이 총 중량에서 보조 로터가 담당하는 추력을 빼면 주 로터의 추력을 구할 수 있다. Table 5의 주 로터 추력계수와 동력계수로부터 식 (8)을 이용하여 회전수를 구하고 식 (9)를 이용하여 토크를 구할 수 있다.

$$T_r = \frac{mg - 4T_p}{2} \quad (15)$$

최종적으로 엔진에서 생성된 동력이 주 로터와 전력시스템으로 분배되기 때문에 식 (16)의 관계가 성립한다.

$$P_e = Q_e \omega_e = \frac{Q_r \omega_r}{\eta_{tr}} + \frac{Q_g \omega_g}{\eta_{tg}} \quad (16)$$

에너지를 전달하는 기계장치들의 효율은 각 95%로 보수적으로 가정하였다. 엔진에서 주 로터로 전달된 에너지의 최종효율은 각 효율이 95%인 벨트1과 베벨기어를 거쳐 약 90%의 효율을 계산하였고, 마찬가지로 벨트1과 벨트2를 거쳐 발전기에 전달된 효율

Table 6. Mechanical Element Efficiencies

Parameter	Description	Value
η_{t_r}	Efficiency from engine to rotor	0.9
η_{t_g}	Efficiency from engine to generator	0.9

도 계산되었다. 하지만 실제 설계 시에는 측정을 통해 그 값을 이용하여야 한다. 엔진에서 전달된 에너지의 최종효율은 Table 6에 제시되어 있다.

2.5 최적화 결과

4종의 모터와, 9종의 프로펠러, 그리고 보조 로터의 추력을 0.5에서 12kg까지 0.5kg 단위로 변화시켜 총 864가지 경우에 대해 엔진의 총 소모동력 계산하였다. 각 모터에 대하여, 엔진의 동력을 최소화하는 프로펠러 모델과 해당 보조 로터 추력의 조합을 Table 7에 요약하였다. 모든 모터에 대해 후보군의 프로펠러 중 직경이 가장 큰 프로펠러가 선택되었음을 확인할 수 있으나, 각각의 모터에 대해 최적의 추

Table 7. Propellers and Loads for Lowest Power Consumption

Motor	Propeller	Load(kg)	Power(hp)
KDE7208XF-135	30.5" X9.7 Dual	7.5	44.6
KDE7208XF-110	30.5" X9.7 Dual	8.0	44.5
KDE7215XF-135	30.5" X9.7 Dual	8.5	44.3
KDE8218XF-120	30.5" X9.7 Dual	9.0	44.0
	30.5" X9.7 Triple	9.0	44.0

력은 다르게 나타남을 볼 수 있다.

Figure 12는 엔진의 실제 테스트 데이터인데, 회전수와 토크의 조합에 따른 비 연료소모율을 다른 색깔로 보여주고 있다. 엔진에서의 동력값이 가장 작은 조합인 KDE8218XF-120 모터와 30.5" x9.7 프로펠러 조합은 44.0 마력의 동력이 필요하다. Fig. 12에서 붉은 선으로 표시된 곡선이 같은 44.0 마력에 해당하는 운용 점들이다. 전반적인 경향성이 회전수를 낮추고 토크를 높일수록 비 연료소모율이 감소하는 것을 볼 수 있다. 따라서 이 경우 6400 RPM, 49 Nm 근방이 엔진 테스트 데이터 내에서는 최적의 조합임을 확인할 수 있다.

엔진의 회전수가 결정되면, 식 (17), (18)을 이용하여 엔진과 주 로터 사이의 기어비, 엔진과 발전기 사이의 기어비를 각각 결정할 수 있다.

$$G_r = \frac{\omega_c}{\omega_r} \tag{17}$$

$$G_g = \frac{\omega_c}{\omega_g} \tag{18}$$

III. 결 론

본 연구에서는 내연기관으로 주 로터를 구동하고, 제어용 보조 로터는 내연기관에 연결된 발전기에서 나오는 전력을 이용하는 하이브리드 방식의 드론의 동력시스템 최적화 기법을 제시하였다. 로터의 경우는 추력계수와 동력계수를 사용하고, 모터와 발전기는 단순화된 직류 모터 모델을 사용하였다. 그리고 회전수와 토크에 대한 엔진의 비 연료소모율 측정치를 이용하여 최적의 모터와 프로펠러 조합, 보조 로터의 추력, 엔진의 회전수 및 기어비를 도출할 수 있었다.

본 연구에서는 통상적으로 용이하게 접근할 수 있는 데이터를 기반으로 해석하는 기법의 개발에 중점을 두었으며, 실제 설계에 적용하기 위해서 측정에 기반을 둔 실제 데이터를 이용하면 보다 정확한 결과를 도출할 수 있다.

마지막으로, 각각의 모터에 대해 최적의 프로펠러와 보조 로터의 추력값을 도출했을 경우, 결과적으로 엔진에서의 요구동력의 차이는 상대적으로 작은 것을 볼 수 있다. 이는 실제 설계 시에 특정 요구 조건에 의해 모터나 프로펠러의 제원이 결정되더라도, 나머지 성능 파라미터를 조절하여 최적에 근접하는 설계를 도출할 수 있음을 시사한다.

IV. 후 기

본 논문은 인하대학교의 지원을 받아 수행되었습니다.

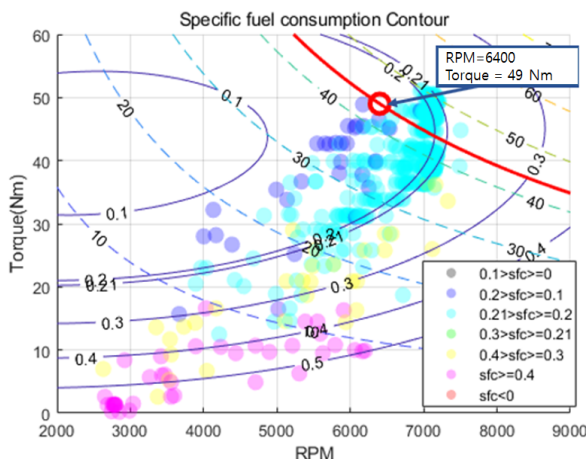


Fig. 12. Engine Operation Point

References

- 1) Sarghini, F., and Vivo, A. D., "Interference Analysis of an Heavy Lift Multirotor Drone Flow Field and Transported Spraying System," *Chemical Engineering Transactions*, Vol. 58, 2017, pp.631~636.
- 2) Griffis, C., Wilson, T., Schneider, J., and Pierpont P., *Unmanned Aircraft System Propulsion Systems Technology Survey*, Air Traffic Organization NextGen & Operations Planning Office of Research and Technology Development, Washington, DC, 2009, pp.9~40.
- 3) Pernet, C., and Isikveren, A. T., "Conceptual design of hybrid-electric transport aircraft," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 79, 2015, pp.114~135.
- 4) Kim, K. B., and Lee, B. H., "A Conceptual Study on the Hybrid Power System for Compound Rotaty-wing UAV," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*. April 2016, pp.859~862.
- 5) Koster, J., Humbargar, C., Seani, E., Velazco, A., Hillery, D., Larrabee, D., Wormer, T., Marshman, J., Petersen, E., and Gaide, D., "Hybrid Electric Integrated Optimized System (HELIOS) Design of a Hybrid Propulsion System for Aircraft," *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2011, AIAA 2011-1011.
- 6) Muzer, D., and Lantaigne, E., "Experimental Characterization of Brushless DC Motors and Propellers for Flight Application," *Proceedings of The Canadian Society for Mechanical Engineering International Congress*, June 2016, pp.1~11.
- 7) Gieras, J. F., *Permanent Magnet Motor Technology Design and Applications*, 3rd Ed., CRC Press, Boca Roton, 2010, pp.565~575.
- 8) Brandt, J. B., and Selig, M. S., "Propeller Performance Data at Low Reynolds Numbers," *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2011, AIAA 2011-1255.
- 9) Lyu, H. G., Park, J. H., and Lee, H. T., "Propeller Test Data Analysis Method Using Motor Parameters," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, November 2017, pp.69~70.
- 10) Green, C. R., *Modeling amd Test of the Efficiency of Electoronic Speed Controllers for Brushless DC Motors*, California Polytechnic State University, San Luis Obispo, 2015, pp.60~66.
- 11) Park, J. H., and Lee, H. T., "Power System Design and Analysis for Hybrid Unmanned-Helicopter," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, November 2017, pp.537~538.