



저작자표시-비영리-변경금지 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.



비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.



변경금지. 귀하는 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공할 수 없습니다.

- 귀하는, 이 저작물의 재이용이나 배포의 경우, 이 저작물에 적용된 이용허락조건을 명확하게 나타내어야 합니다.
- 저작권자로부터 별도의 허가를 받으면 이러한 조건들은 적용되지 않습니다.

저작권법에 따른 이용자의 권리는 위의 내용에 의하여 영향을 받지 않습니다.

이것은 [이용허락규약\(Legal Code\)](#)을 이해하기 쉽게 요약한 것입니다.

[Disclaimer](#)

공학석사학위 논문

하이브리드 멀티 코터의 최적설계 연구

Optimal Design Study for hybrid multi-copter



인하대학교 대학원

항공우주공학과

박정환

공학석사학위 논문

하이브리드 멀티 콥터의 최적설계 연구

Optimal Design Study for hybrid multi-copter



지도교수 이 학 태

이 논문을 석사학위 논문으로 제출함

이 논문을 박정환의 석사학위논문으로 인정함.

2019년 2월



주심 최 기 영 (인)

부심 유 창 경 (인)

위원 이 학 태 (인)

초 록

드론이 농업과 산업 운송과 같은 분야에 활용되기 위해서는 큰 탑재 하중과 긴 운용시간이 요구된다. 하지만 현재의 배터리 기술로는 기술과 비용적으로 아직 한계가 있다. 우선 배터리를 그만큼 대형화하면 일차적으로 비용이 많이 급격히 올라가고, 그것을 빠르게 충전하는 기술과 안전하게 보관하는 기술이 필요하다. 더욱이 교환방식으로 하는 것은 지속적인 운용을 함에 있어 내연기관의 재충전 방식에 비해 번거로운 문제가 있다. 본 논문에서는 이를 해결하기 위해서 내연기관과 발전기, 그리고 배터리와 전기모터가 결합된 하이브리드 형태의 추진기관을 사용하는 드론의 동력시스템을 최적화하는 과정을 제시한다. 트럭을 사용한 운반과 운용하기에 적당한 이륙중량 200kg 급의 기체를 선정하였다.

내연기관과 기계적으로 연결된 2개의 주 로터가 기체의 중량 대부분을 담당하고, 내연기관과 연결된 발전기에서 발생한 전기로, 보조 로터를 구동하여 제어하는 시스템을 구성하였다. 프로펠러 모델, 모터 모델, 모터 속도 컨트롤러 실험 데이터, 엔진 실험 데이터를 사용하여 드론의 에너지 흐름을 해석하였으며, 상용품의 제조사에서 제공하는 실험 데이터를 사용하여 프로펠러의 동력계수와 추력계수를 확보하였다.

후보로 선택한 모터와 프로펠러 중 최소의 엔진 동력이 요구되는 조합을 선택하는 기법을 제시하고, 해당 조합에서 모터와 엔진의 운용 점과 기어비를 도출하는 기법을 제시한다.

핵심어 : 병렬하이브리드, 브러시리스 직류 전동기, 무인항공기, 동력최적화

ABSTRACT

For drone to be used in fields such as agriculture and industrial transportation, Large payload and endurance are required. However, current battery technology has limitations in technology and cost. First, if the size of the battery is large, the cost is increased rapidly, and it is required technology to quickly charge batteries and to store the battery safely. Further, Replacing the batteries may not be a practical solution in continuous operation than refueling of the internal combustion engine. In this paper, a procedure to optimize the drones' power system using a hybrid propulsion engine combined with an internal combustion engine, a generator, a battery, and an electric motors is presented. A drone with a take-off weight of 200kg was selected for transport and operation by truck.

The two main rotors connected mechanically to the internal combustion engine lifts most of the weight of the drone, and a system for controlling by an auxiliary rotor driven from the generator connected to the internal combustion engine was made. The propeller model, motor model, motor speed controller test data, and engine test data were used to analyze the energy flow of the drone. The power coefficient and thrust coefficient of the propeller were obtained by using test data provided by the manufacturer of product.

A methodology to select the combination of the motor and the propeller that requires the minimum engine power and a procedure of finding the operating point and the gear ratio of generator and engine are presented.

Keywords : Parallel-Hybrid, BLDC Motor, UAV, Power Optimization

목 차

1. 서론	1
1.1. 연구배경	1
1.1.1. 무인기의 분류	3
1.1.2. 무인항공기 개발 동향	7
1.1.3. 하이브리드 동력기관	10
1.2. 연구 방향	12
1.2.1. 연구 목표	12
1.2.2. 논문의 구성	12
2. 본론	13
2.1. 무인기 시스템 개요	13
2.2. 전력시스템 개요	15
2.2.1. 모터 모델	15
2.2.2. 발전기 모델	16
2.2.3. 모터 효율 특성	17
2.2.4. 전력관리 시스템	21
2.3. 보조 로터 와 주 로터	22
2.3.1. 프로펠러 모델	22
2.3.2. 프로펠러 데이터 도출	23
2.3.3. 주 로터	27
2.4. 성능 해석 기법	28
2.5. 최적화 결과	30
3. 결론	37
4. 참고문헌	38

5. 부록40



표 목차

표 1 무인항공기의 최대 이륙중량에 의한 분류	3
표 2 무인항공기의 운용 고도에 의한 분류	4
표 3 무인항공기의 조종방식에 의한 분류	4
표 4 무인항공기의 이착륙 방식에 의한 분류	5
표 5 무인항공기의 에너지원에 의한 분류	5
표 6 무인항공기의 운동에너지에 의한 분류	6
표 7 발전기 파라미터	16
표 8 후보군 모터의 특성표	18
표 9 전기 시스템의 파라미터	21
표 10 프로펠러 특성	26
표 11 주 로터의 파라미터	27
표 12 기계적 동력전달 효율	29
표 13 모터별 가장 효율적인 조합	30
표 14 모터별 가장 효율적인 조합의 기어비	33

그림 목차

그림 1	EHANG 184 PAV	1
그림 2	DJI Agras MG-1	7
그림 3	Vulcan UAV airlift	7
그림 4	Yamaha RMAX	8
그림 5	성우엔지니어링 REMO-H	8
그림 6	직렬 하이브리드 동력시스템	10
그림 7	병렬 하이브리드 동력시스템	11
그림 8	개념 설계도	13
그림 9	에너지 흐름도	14
그림 10	3D 모델 디자인	14
그림 11	E-flite Park 480 모터 맵 [11]	17
그림 12	KDE7208XF-135 BLDC 모터 맵	19
그림 13	KDE7208XF-110 BLDC 모터 맵	19
그림 14	KDE7215XF-135 BLDC 모터 맵	20
그림 15	KDE8218XF-120 BLDC 모터 맵	20
그림 16	Hobbywing Platinum 50A ESC 실험 데이터 [14]	24
그림 17	27.5`X8.9 2엽 추력계수 분포	25
그림 18	27.5`X8.9 2엽 동력계수 분포	25
그림 19	엔진의 운용 점	31
그림 20	30.5`X9.7 2엽을 이용한 KDE8218XF-120모터 맵	32
그림 21	30.5`X9.7 3엽을 이용한 KDE8218XF-120모터 맵	32
그림 22	30.5`X9.7 2엽을 이용한 KDE7215XF-135 모터 맵	34
그림 23	KDE7215XF-135 모터 조합의 엔진 운용 점	34
그림 24	30.5`X9.7 2엽을 이용한 KDE7208XF-110 모터 맵	35
그림 25	KDE7208XF-110 모터 조합의 엔진 운용 점	35

그림 26	30.5`X9.7	2엽을 이용한 KDE7208XF-135 모터 맵	36
그림 27		KDE7208XF-135 모터 조합의 엔진 운용 점	36
그림 28	24.5`X8.1	2엽 추력계수 분포	40
그림 29	24.5`X8.1	2엽 동력계수 분포	40
그림 30	24.5`X8.1	3엽 추력계수 분포	41
그림 31	24.5`X8.1	3엽 동력계수 분포	41
그림 32	24.5`X8.1	6엽 추력계수 분포	42
그림 33	24.5`X8.1	6엽 동력계수 분포	42
그림 34	27.5`X8.9	3엽 추력계수 분포	43
그림 35	27.5`X8.9	3엽 동력계수 분포	43
그림 36	27.5`X8.9	6엽 추력계수 분포	44
그림 37	27.5`X8.9	6엽 동력계수 분포	44
그림 38	30.5`X9.7	2엽 추력계수 분포	45
그림 39	30.5`X9.7	2엽 동력계수 분포	45
그림 40	30.5`X9.7	3엽 추력계수 분포	46
그림 41	30.5`X9.7	3엽 동력계수 분포	46
그림 42	30.5`X9.7	6엽 추력계수 분포	47
그림 43	30.5`X9.7	6엽 동력계수 분포	47

기 호

<p>g : 중력 가속도 (m/s^2)</p> <p>k : 토크 상수 (Nm/A 또는 Vs)</p> <p>k_0 : 정지 마찰 토크 계수 (Nm)</p> <p>k_1 : 1차 운동 마찰 토크 계수 (Nms)</p> <p>k_2 : 2차 운동 마찰 토크 계수 (Nms^2)</p> <p>m : 기체 질량 (kg)</p> <p>n : 초당 회전수 ($1/s$)</p> <p>v_s : 프로펠러축 방향으로의 전진속도</p> <p style="padding-left: 20px;">(m/s)</p> <p>C_P : 동력계수</p> <p>C_T : 추력계수</p> <p>D : 프로펠러 지름 (m)</p> <p>G : 기어비</p> <p>I : 전류 (A)</p>	<p>I_0 : 무부하 전류 (A)</p> <p>J : 전진비</p> <p>N : 프로펠러 깃 수</p> <p>P : 동력 (W)</p> <p>Q : 토크 (Nm)</p> <p>Q_f : 마찰 토크 (Nm)</p> <p>R : 권선 저항 (Ω)</p> <p>T : 추력 (N)</p> <p>V : 전압 (V)</p> <p>ρ : 공기의 밀도 (kg/m^3)</p> <p>η : 효율</p> <p>η_t : 동력전달 효율</p> <p>ω : 회전 각속도 (rad/s)</p>
--	--

첨 자

<p>b : 배터리</p> <p>e : 엔진</p> <p>g : 발전기</p>	<p>m : 모터</p> <p>p : 보조 로터</p> <p>r : 주 로터</p>
--	---



1. 서론

1.1. 연구배경

최근 드론의 활용성이 다양한 방향으로 연구됨에 따라 레저, 취미, 촬영용이 아닌 산업 운송, 농업용, 예술용, 승객 운송용으로도 드론의 영역이 확대되고 있다. 대표적인 물류 기업 미국의 아마존에서는 택배 운송, 중국에서는 개인형 자율항공기(Personal Air Vehicle, PAV)를 위한 드론을 개발 중이며, 인텔에서는 최근 있었던 2018 평창 동계올림픽에서 다수의 드론을 활용하여 밤하늘에 드론 쇼를 선보였다.[1-2] 그림1은 중국의 이항에서 개발하고 있는 PAV이다. 이처럼 최근 개발되는 드론을 살펴보면 멀티로터 형태의 드론이 많은 것을 확인할 수 있다. 그 원인은 다수의 모터를 사용함으로써 기계적으로 단순함을 획득하여 가볍게 만들고, 쉽게 제어할 수 있기 때문이다. 그리고 그런 드론을 대형화하여 물류배송, 농약 살포 및 파종 등과 같은 무겁고 큰 임무 중량을 탑재하는 연구가 진행되고 있다.[3]



그림 1 EHANG 184 PAV

대형무인기는 다양한 에너지를 사용할 수 있지만, 효율성을 위해서는 다양한 에너지를 사용해야만 한다. 배터리 기술이 가진 한계점 때문이다. 배터리만 사용하는 드론의 경우, 일정 크기 이상보다 대형화된 배터리는 급격히 증가하는 비용을 피하기 어렵고, 대용량의 배터리를 빠르게 충전, 안전하게 운반 관리에 많은 기술이 요구된다. 특히 농약 살포와 같은 현장에서 지속적인 운용이 필요하다면 충전이 느리고, 사용시간이 짧은 배터리 충전/ 교환식보다는 빠르게 재충전할 수 있고, 사용시간이 긴 연료를 주입하는 방식이 적합하다.[4] 이런 배터리 시스템의 단점을 해결하기 위한 복합적인 동력시스템에 관한 연구가 이루어지고 있다.[5-6]



1.1.1. 무인기의 분류

항공안전법에서는 대한민국 영공을 비행할 수 있는 항공기들을 정의하고 있다. 그 중 무인항공기와 관련된 조항은 제2조 제1호와 제3호에 나와 있다. 각호는 연료를 제외한 자체비행 중량 150kg을 기준으로 초과하면 제1호에서 ‘항공기’, 150kg 이하라면 제3호에서 ‘초경량비행장치’ 로써 정의하고 있다. 국가기술표준원에서는 국가표준 ‘무인항공기 시스템-제1부: 분류 및 용어’ 를 통해 더 자세히 항공기를 분류하고 있다.[7] 표1은 ‘무인항공기’ 의 이륙중량에 의한 구분을 표로 제시하였다.[8] 최대 이륙중량에 의한 항공기 분류는 비행허가와 관련이 있어 사용 용도와 가장 크게 관련 있다고 할 수 있다. 자체중량 12kg 이하라면 비사업 용도의 경우, 장치 신고가 필요치 않다. 자체중량 12kg 이상 이륙중량 25kg 이하라면 비사업 용도의 경우, 관제권 및 비행금지구역 외에는 비행승인이 필요치 않다. 자체중량 150kg을 초과하면 항공기로 분류되어 형식증명, 제작증명, 감항증명에 이르는 복잡한 과정을 거쳐야 한다.[9]

표 1 무인항공기의 최대 이륙중량에 의한 분류

구분	대 분류	세 분류	최대 이륙중량
무인 비행체 (UAV)	대형 무인항공기 (large UAV)	-	600kg 초과
	중형 무인항공기 (medium UAV)	-	150kg(자체중량) 초과 600kg 이하
	무인동력 비행장치	중소형 무인동력비행장치 (light UAV)	25kg 초과 150kg(자체중량) 이하
		소형 무인동력비행장치 (small UAV)	2kg 초과 25kg 이하
		초소형 무인동력비행장치 (micro UAV)	2kg 이하

또한, 운용 고도, 조종방식, 이착륙 방식, 에너지원, 운동에너지에 의해서도 분류하고 있다. 이중 운용 고도에 의한 분류는 표2 조종방식에 의한 분류는 표3, 이착륙 방식에 의한 분류는 표4, 에너지원에 의한 분류를 표5, 운동에너지에 의한 분류는 표6에 제시하였다.[8]

표 2 무인항공기의 운용 고도에 의한 분류

분 류	상승 한도 (km)
저고도 무인 비행체	0.15
중고도 무인 비행체	14
고고도 무인 비행체	20
성층권 무인 비행체	50

자체중량 150kg 이하의 초경량비행장치는 모두 항공안전법 제8조 제1항에 의해 저고도 무인 비행체로 분류된다. 그 이상은 합동참모의장의 허가를 받아야 한다. 중고도 이상의 무인기는 무인항공기로서 자체중량 150kg 이상일 경우에만 분류되며, 항공안전법 제199조(최저 고도법) 제1호 나목에 의해 저고도 무인 비행체로 분류되지 않는다.

표 3 무인항공기의 조종방식에 의한 분류

분 류	세분류
직접전파 조종 무인 비행체	육안조종 / 원격조종 / 자율조종
통신망 조종 무인 비행체	육안조종 / 원격조종 / 자율조종
인공위성 통신 조종 무인 비행체	육안조종 / 원격조종 / 자율조종
유선 조종 무인 비행체	육안조종 / 원격조종 / 자율조종

앞으로 기술발전을 고려하여 다양한 통신수단에 대해 분류되어있다. 하지만 항공안전법 제8조 제3항에 의해 제8조 제4항 제2호를 만족하지 못한다면 어떤 조종방식이든 무인이라면 육안조종만이 허가가 된다. 항공안전법 제8조 제4항 제2호란, 무인비행장치의 안전한 비행을 위해 필요한 다양한 기능 및 장치를 갖출 것을 요구한다.

표 4 무인항공기의 이착륙 방식에 의한 분류

분 류	형상 예
수직 이착륙 무인 비행체	회전의 무인 비행체 틸트로터 무인 비행체 꼬리이착륙 무인 비행체
활주 이착륙 무인 비행체	고정의 무인 비행체 틸트로터 무인 비행체 무인동력 패러글라이더 무인동력 행글라이더
보조장치 이착륙 무인 비행체	발사대 이륙 또는 손으로 던지는 방식의 고정의 무인 비행체

표 4는 다양한 이착륙 방식에 대해서 분류되어있다.

표 5 무인항공기의 에너지원에 의한 분류

분 류	사용 엔진 예
화석연료 무인 비행체	왕복기관, 터빈기관
축전지 무인 비행체	전기모터
수소연료 무인 비행체	왕복기관 또는 전기모터
하이브리드 무인 비행체	내연기관과 전기모터
태양광 무인 비행체	태양전지

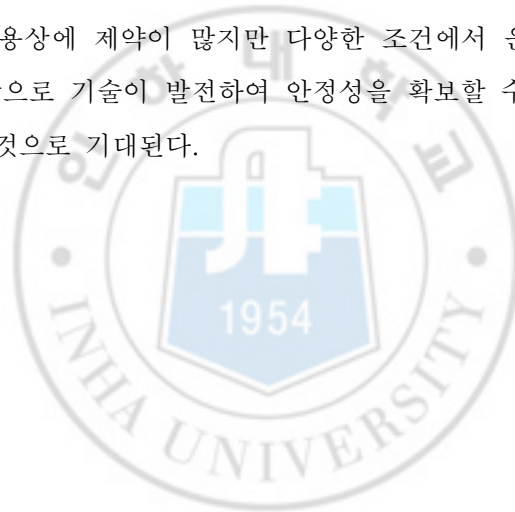
표 5는 에너지원에 의해 무인항공기를 분류하였다. 현재 배터리를 이용한 전기모터방식이 기계적으로 매우 단순하고, 배터리가 많이 발전하여서 주목을 받고 있다. 하지만 아직도 기술의 한계로 인해 대형화와 충전, 운반, 관리에 대해 어려움을 겪고 있는 방식이다.

표 6 무인항공기의 운동에너지에 의한 분류

분 류	불시하강 운동에너지	조종 불능 운동에너지
제1종 무인 비행체	60kJ 초과	500kJ 초과
제2종 무인 비행체	10kJ 초과 60kJ 이하	50kJ 초과 500kJ 이하
제3종 무인 비행체	400J 초과 10kJ 이하	5kJ 초과 50kJ 이하
제4종 무인 비행체	400J 이하	5kJ 이하

표 6은 무인 비행체가 비행계획을 변경하여 불시 하강하거나 조종 불능 상태에서 추락할 때 발생하는 항공기사고가 지상에 미치는 위험성 정도에 따라 나타내었다.[8]

이처럼 아직 운용상에 제약이 많지만 다양한 조건에서 운용할 수 있도록 표준이 마련되어 있다. 앞으로 기술이 발전하여 안정성을 확보할 수 있다면, 다양한 분류의 항공기가 운용될 것으로 기대된다.



1.1.2. 무인항공기 개발 동향



그림 2 DJI Agras MG-1

중국의 대표적인 드론 제작사 DJI에서는 2015년 Agras MG-1이라는 농업용 드론을 발표했다. 그림2는 Agras MG-1의 형상이다. 최대 이륙중량 24kg, 10L의 농약을 탑재할 수 있는 이 드론은 10분 동안 4,000~6,000m²의 농경지에 농약을 분사할 수 있다. 이 작업의 속도는 수작업에 비해 40~60배 빠른 속도라고 한다.



그림 3 Vulcan UAV airlift

IT 프로그램제작업체 Wondershare가 선정한 Top 10 Heavy Lift Drones 2018에 따르면 가장 큰 적재중량을 가진 드론으로 Vulcan UAV airlift가 선정되었다. 그림3은 Vulcan의 airlift이다. 최대 적재중량은 25kg이고, 최대 이륙중량 65kg으로 견고한 기체로 이루어져 있다. 25분 동안 비행할 수 있다.



그림 4 Yamaha RMAX

야마하 RMAX는 1990년대, 개발된 농업용 무인헬기로, 2기통의 수평대향 엔진을 사용한다. 자체중량은 64kg이고 최대 이륙중량은 94kg이다. 16L의 약재를 적재할 수 있으며, 1회 비행 시 1시간가량 비행할 수 있는 것으로 알려져 있다.[10] 그림 4는 Yamaha R-MAX의 형상이다.



그림 5 성우엔지니어링 REMO-H

그림 5는 국내기업 성우엔지니어링에서 개발된 농업용 무인헬기 REMO-H로, 로터리 엔진을 사용한다. 자체중량은 63kg이고 최대 이륙중량은 120kg이다. 30L의 약제를 적재할 수 있으며, 1회 비행 시 1시간가량 비행이 가능하다.[10]

앞서 배터리 무인 비행체와 화석연료 무인 비행체를 조사해 보았다. 두 종류 무인 비행체의 큰 차이점은 이륙중량과 비행시간이다. DJI Agras MG-1의 경우 최대 이륙중량 24kg의 비행시간 10분으로, Yamaha RMAX의 최대 이륙중량 94kg의 비행시간 1시간에 비해 이륙중량도 작고 비행시간도 짧다. 심지어 배터리 무인비행장치 중 가장 큰 Vulcan airlift도 최대 이륙중량 65kg, 25분 비행으로, REMO-H의 120kg, 1시간에 비해 이륙중량도 비행시간도 절반 정도이다. 이처럼 배터리 무인비행장치의 한계는 분명하다. 아직 내연기관만큼 대형화하지도, 비행시간을 확보하지 못한다. 이는 하중이 큰 임무가 있고, 지속적인 운용이 필요한 산업현장에서는 화석연료 무인 비행체가 적합하다.

하지만 2번째 차이점을 보자면, 배터리 무인 비행체의 경우 다수의 로터를 가지고 있고, 화석연료 무인 비행체의 경우, 하중을 지탱하는 것은 단 1개의 로터로 구성되어 있다. 1개의 로터로 구성되면 다수의 로터를 가진 배터리 시스템보다 조종성 및 안전성을 확보하기 힘들다. 심지어 조종성과 안정성을 확보하려면 기계적인 구조를 추가하여야만 한다. 따라서 기계적으로 복잡해지고, 무게가 증가한다.

1.1.3. 하이브리드 동력기관

1.1.3.1. 직렬 하이브리드

직렬 하이브리드(Series-Hybrid) 방식은 엔진에 발전기를 직결하여 나오는 모든 출력을 전기에너지로 전환한 후, 동력을 전달하는 방식이다. 이 방식은 시스템의 구성이 단순하고, 전기 동력만으로 비행체의 추진동력을 제어하여 제어가 쉽다. 직렬-하이브리드 시스템은 엔진과 발전기의 최대 효율 점에서 설계매칭이 이루어진다.[6] 하지만 구동력이 모두 모터로 전달 되기 때문에 대형의 모터와 배터리가 요구되고, 중량과 가격이 증가한다. 또한, 발전된 교류전류를 직류로 변환하여 배터리에 저장한 후, 모터를 구동할 때는 다시 교류전류로 전환하여야 하는데, 이때 전류변환으로 인한 손실이 발생한다.

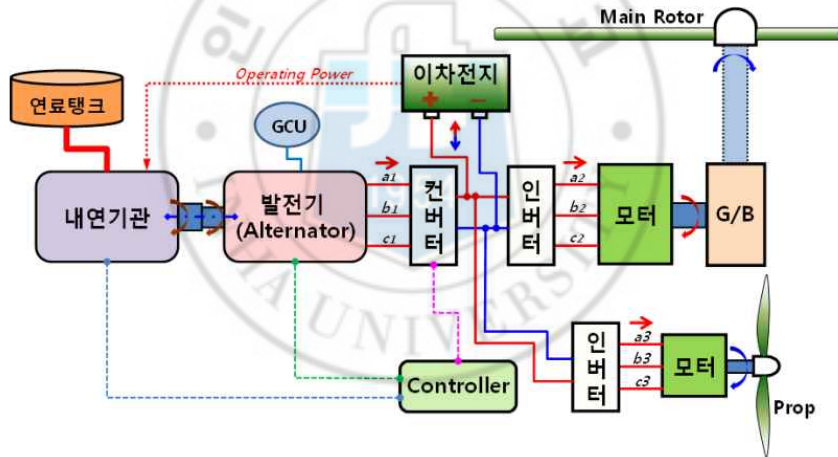


그림 6 직렬 하이브리드 동력시스템

1.1.3.2. 병렬 하이브리드

병렬 하이브리드(Parallel-Hybrid) 방식은 엔진과 모터를 병행해서 사용하는 방식으로, 엔진이 로터를 직접 구동하고, 일부 동력을 전기에너지로 전환하여 기동할 때, 모터가 구동력을 보조해주는 방식이다.[6] 엔진에서 발생한 일부만 전기에너지로 변환하기 때문에 변환에 의한 에너지손실을 일부 막을 수 있으며, 발전기가 직렬 하이브리드에 비해 크지 않아도 된다. 따라서 항공기를 대형화하기 쉽다. 다만 엔진과 연결된 로터의 회전을 조종하기 위한 기계적인 장치가 요구된다. 그에 따라 시스템 구성이 복잡해진다.

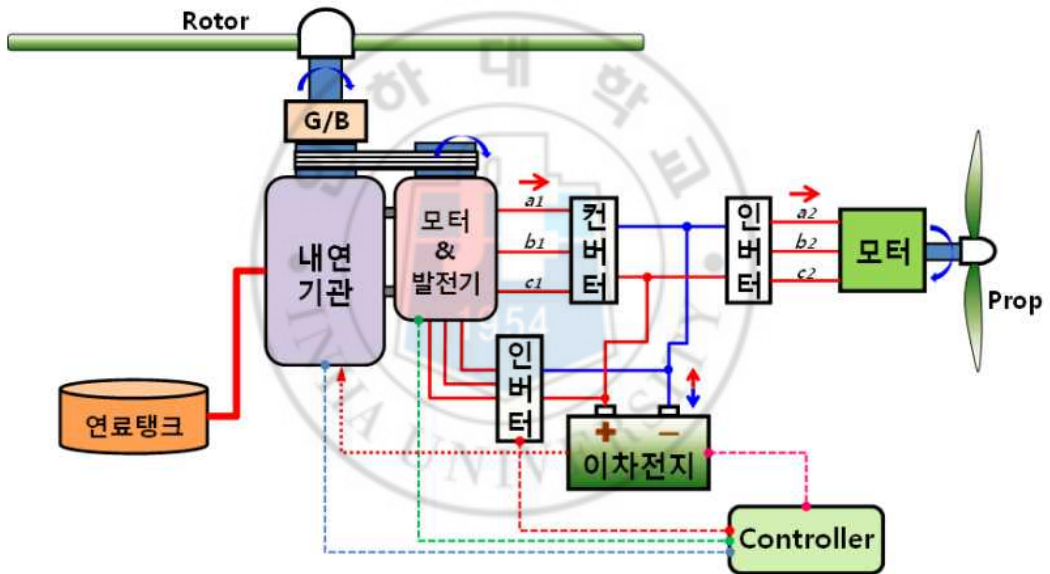


그림 7 병렬 하이브리드 동력시스템

1.2. 연구 방향

1.2.1. 연구 목표

본 논문에서는 중량을 대부분을 담당하고, 엔진과 연결된 대형의 주 로터와 제어를 담당하고, 발전기를 통해 동력을 공급받는 별도의 보조 로터 시스템을 가진 전동 하이브리드 형태의 드론을 제안한다. 산업현장에서 사용할 수 있을 만큼 사용시간이 길고, 재충전시간이 빠르기 이해서는 하이브리드 형태의 드론이 적합하다고 판단하였다. 특히 배터리와 모터로 인해 대형화에 제약이 있는 직렬 하이브리드 형태보다는 배터리와 모터의 대형화가 상대적으로 덜한 병렬 하이브리드 형태의 드론을 구상하였다.

본 논문에서는 특히 동력시스템을 구성을 소개하고, 동력을 최적화할 수 있는 방법을 제시한다. 동력을 최적화 하기 위해서는 대부분 부품을 실험을 통해 성능을 해석해야 하나, 본 논문에서는 인터넷을 통해 제작사에서 제공하는 실험 데이터를 가공하여, 모델링을 적용하여 도출하였다. 제시된 동력시스템을 다수의 모터와 프로펠러의 조합에 따라 최적의 보조로부터 하중과 동력을 계산하였다. 계산된 동력을 엔진실험 그래프에 대입하여 엔진이 운용되는 영역 내에서 가장 비 연료소모율이 적은 RPM을 설정하고, 구동을 위한 기어비를 유도하였다.

1.2.2. 논문의 구성

본 논문의 구성은 다음과 같다. 1장에서는 연구 수행을 위한 기본적인 배경과 드론의 분류를 소개하였다. 그리고 현재 무인기의 개발 동향을 통해 동력시스템에 따른 한계를 설명하고, 이를 해결하기 위한 대책으로 제시되는 하이브리드 시스템을 소개하였다. 마지막으로 본연구의 연구 목표를 간략하게 명시하였다.

2장에서는 제시한 시스템의 개요에 관해 설명하고, 해석을 위해 사용된 모델과 가정들을 기술하였다. 그 후, 성능 해석을 시행하여, 각 모터별 최적의 운용조건을 확인하였다. 그중 가장 좋게 해석된 모터와 프로펠러의 조합 및 운용조건을 제시한다. 3장은 본 논문의 결론을 정리하고 향후 연구계획을 제안한다.

2. 본론

2.1. 무인기 시스템 개요

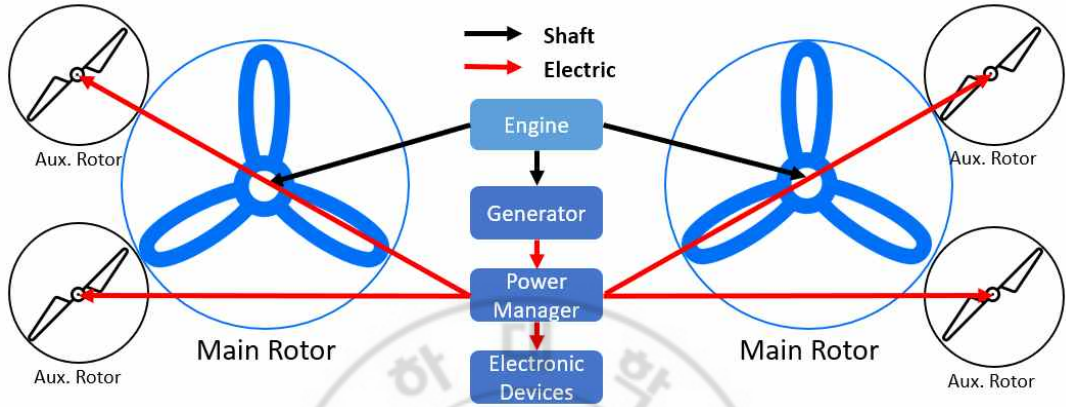


그림 8 개념 설계도

그림 8은 2개의 주 로터와 4개의 제어용 보조 로터로 구성된 하이브리드 농업용 대형드론의 개념 설계도이다. 2개의 주 로터가 기체 중량의 대부분을 담당하고, 4개의 보조 로터는 일반 드론과 같이 모터의 RPM을 조절해 자세를 제어하도록 구성하였다. 4개의 보조 로터는 가능한 한 먼 곳에 있지만, 너무 멀게 되면 구조적인 결함이 생길 수도 있으므로, 주 로터의 옆에 배치하였다. 주 로터 옆에 배치함으로써 주 로터와 동체가 연결된 강한 프레임을 구조적으로 이용하기 쉽도록 구성하였다. 화살표를 통해 동력전달 과정을 표시하였다. 검은 화살표는 기계적인 장치에 의해 물리적 에너지가 전달되며, 붉은 화살표는 전류를 통해 전기적인 에너지가 전달된다.

그림 9는 전체 동력 흐름을 상세히 표현하였다. 엔진에서 생성된 동력은 먼저 벨트 1을 통해 주축으로 전달되고, 주축은 동력 일부를 2개의 주 로터로 전달한다. 전달하는 중간에 베벨기어가 위치하게 되는데, 베벨기어는 회전축의 방향을 바꾸는 역할을 한다. 나머지 동력은 벨트2를 통해 발전기로 전달되게 된다. 발전기는 전류를 발생하여 전력관리 시스템(Power Management System, PMS)로 전달하게 되고, 전력관리 시스템은 비행제어 컴퓨터, 조종면, 농약분사기, 모터 속도 컨트롤러(Electronic Speed Controller, ESC)로 적절히 전류를 분배한다.

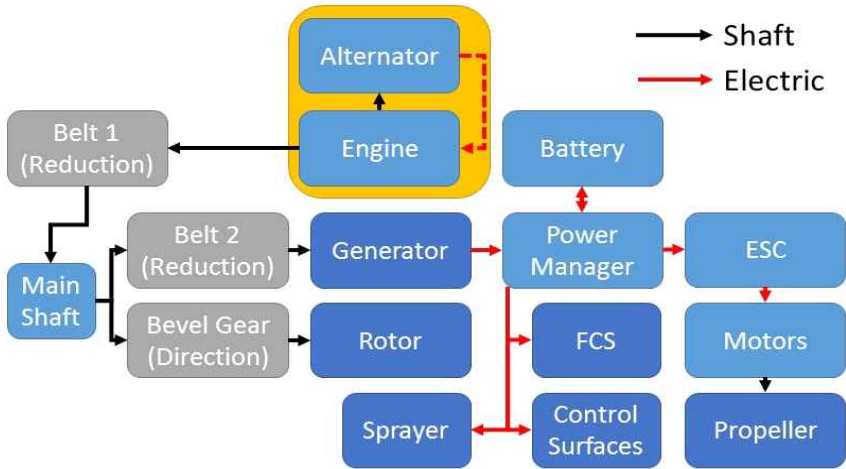


그림 9 에너지 흐름도

그림 10은 그림 8과 그림 9를 통해 정의된 시스템을 직관적인 이해를 돕기 위해 3D 형상으로 재구성한 것이다. CATIA를 이용해 부품들의 모양을 비슷하게 만들고 어림잡아 배치했지만, 안정성 해석을 통해 부품들을 재배치할 필요가 있다. 그 과정은 본 논문에서는 다루지 않는다.

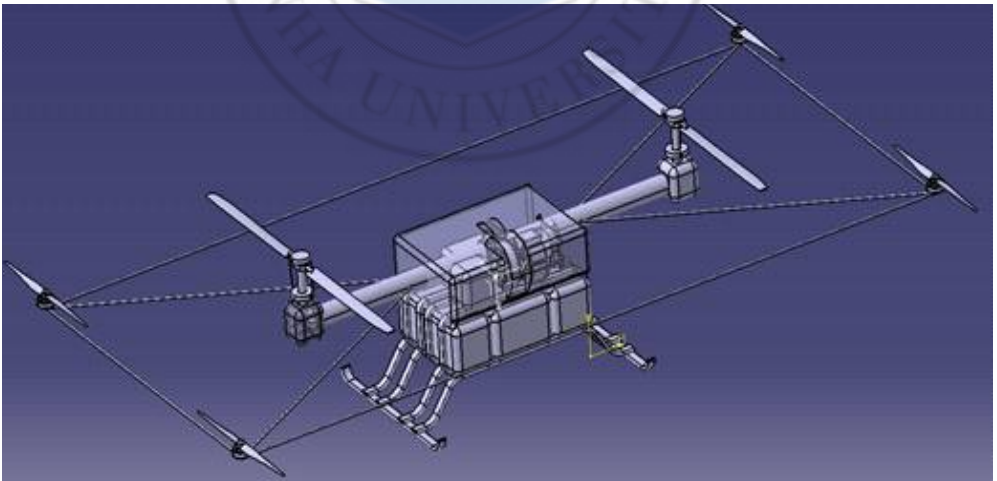


그림 10 3D 모델 디자인

2.2. 전력시스템 개요

2.2.1. 모터 모델

본 논문에서는 흔히 사용되는 간단한 직류 모터 모델을 사용하였다. 인가된 전압과 유도 전압의 차이를 권선 저항으로 나누면 모터에 흐르는 전류를 구할 수 있다. 따라서 식(1)과 같이 표현할 수 있다.

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

모터에 흐르는 전류와 모터 상수를 곱하면 전자기력으로 생성된 토크를 구할 수 있다. 여기에 마찰 토크에 의한 손실을 빼주면 모터가 출력하는 코트를 구할 수 있다. 마찰 토크는 대부분 회전에 의해 생성되므로 회전수의 함수라고 할 수 있다. 해당 함수의 모델은 뒤에서 다루도록 한다. 따라서 모터의 출력 토크는 식(2)와 같다.

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

2.2.2. 발전기 모델

발전기의 모델은 모터의 모델과 같다. 다만 입력과 출력이 반대로 되어 출력 토크가 입력 토크로, 입력전압이 출력 전압이 된다. 앞서 소개한 모터 모델의 출력을 구하는 과정을 거꾸로 진행하면, 식(3)과 같이 입력 토크를 통해 발전기에 흐르는 전류를 구할 수 있다. 발전기의 입력 토크에 마찰 토크를 빼준 값을 발전기의 토크로 나누면 발전기에 흐르는 전류를 구한다. 물론 모터와 마찬가지로 마찰 토크가 회전수의 함수일 것은 자명하다.

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

발전기의 출력 전압은 식(4)를 통해 확인할 수 있다. 전류와 회전수를 안다면, 발전기의 유도 전압과 권선의 저항에 의한 전압 강하를 알 수 있고, 두 값의 차이는 발전기에서 나오는 출력 전압이 된다.

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

본 논문에서는 발전기의 성능 파라미터 최적화를 하거나 여러 발전기 모델을 지정하지 않았다. 다만 전력시스템에 포함된 4개의 모터와 비행제어 컴퓨터, 조종면, 농약분사기를 구동할 수 있을 정도의 성능 파라미터를 대략적으로 상정하였다. 발전기의 마찰 토크는 회전수에 대한 1차 다항식 모델을 사용하였다. 아래 표7은 발전기의 파라미터를 표시하였다.

표 7 발전기 파라미터

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

2.2.3. 모터 효율 특성

모터의 특성은 마찰 토크의 모델에 의해 결정된다. 그림11은 참고문헌[11]의 실험결과이다. 이처럼 실제 실험의 경우 효율의 최대가 영역이 유한하게 나타나고 이를 'Island' 라고 부른다. 이런 영역이 나타나기 위해서는 마찰 토크가 최소한 2차 함수로 모델링 되어야 한다. 따라서 식(5)와 같이 모델링 하였다.

$$Q_{f_m} = k_{0_m} + k_{1_m}\omega_m + k_{2_m}\omega_m^2 \quad (5)$$

상수항은 정지 마찰, 1차 항은 베어링의 운동 마찰, 그리고 2차 항은 모터 회전차의 공기저항에 의한 마찰이 주요 원인이다.

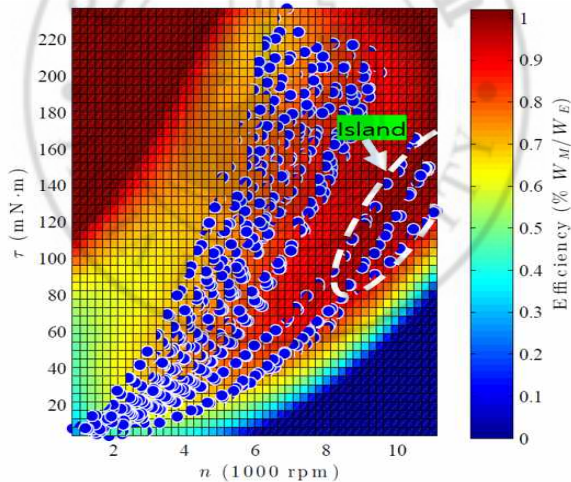


그림 11 E-flite Park 480 모터 맵[11]

실제 설계과정에서는 실험과 측정을 통하여 정확한 마찰 토크의 특성을 모델링 하여야 한다. 그러나 본 논문에서는 제조사에서 주어진 모터의 특성을 기준으로 모터를 선정하는 기법에 초점을 맞춰, 후보로 뽑은 모터 4종의 최대 효율을 같도록 조절하였다. 최대 효율을 조절함으로써, 단순히 최대 효율에 따라 모터를 선정하는 것이

아니라 특성에 따라 필요한 RPM과 토크에 잘 매칭된 모터가 선택될 수 있도록 하였다. 식(6)은 모터의 효율을 구하는 식이다. 출력 동력을 입력 동력으로 나누어 주어 구한다.

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

모터 제조사에서는 모터의 다양한 값을 제공한다. 그중 무부하 전류값이 제공되는데 이는 해당 전류값이 흘러야 모터가 돌기 시작한다는 의미이다. 이에 토크 상수를 곱하면 식(7)과 같이 마찰 토크 모델의 상수항, k_{0_m} 을 구할 수 있다. 1차 항과 2차 항의 계수는 임의로 적절히 조절하여 최대 효율이 90.6%가 되도록 모든 모터를 모델링 하였다. 후보로 뽑은 모터의 데이터는 표8과 같다.

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

표 8 후보군 모터의 특성표

	KDE7208XF-135	KDE7208XF-110	KDE7215XF-135	KDE8218XF-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

그림 12-15는 각 후보 모터의 모터맵으로 모터특성에 의한 효율의 등고선이 나

타나 있다. 효율 90% 등고선 영역을 보면, KDE7208XF-135 Brushless Direct Current (BLDC) 모터가 상대적으로 높은 회전수, 낮은 토크에서 높은 효율이 나타나고, 반대로 KDE8218XF-120 BLDC 모터는 낮은 회전수, 높은 토크에서 높은 효율이 나타났다.

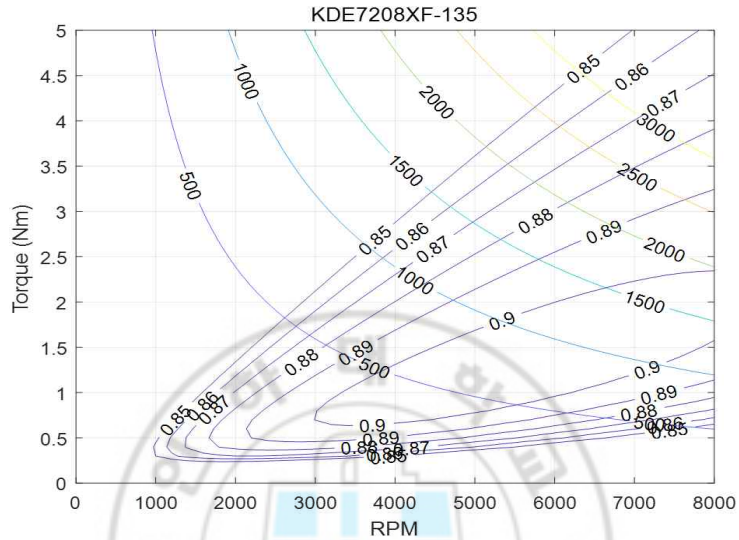


그림 12 KDE7208XF-135 BLDC 모터 맵

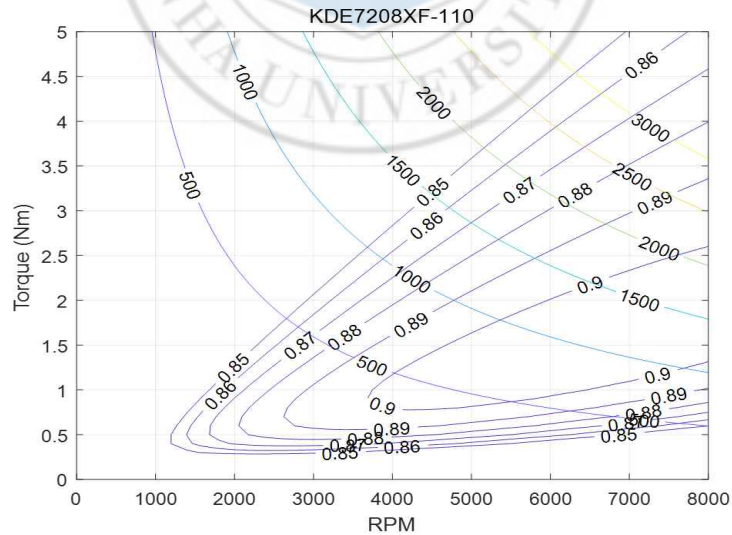


그림 13 KDE7208XF-110 BLDC 모터 맵

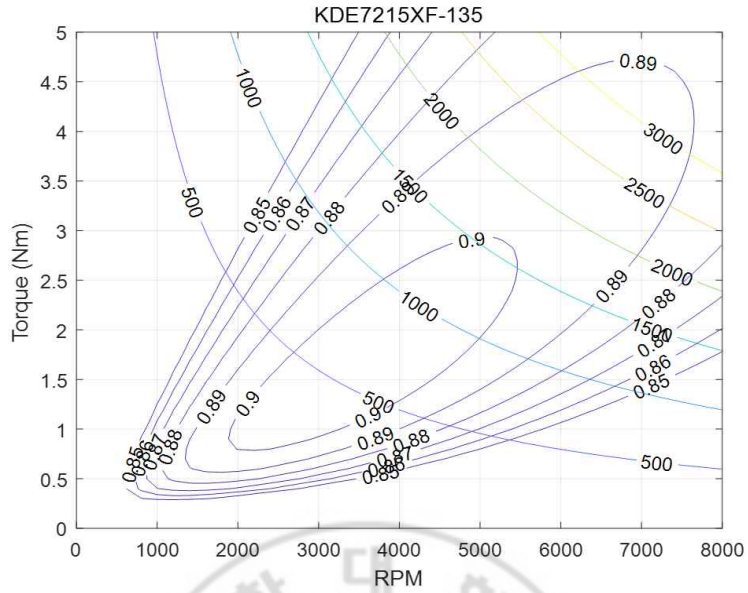


그림 14 KDE7215XF-135 BLDC 모터 맵

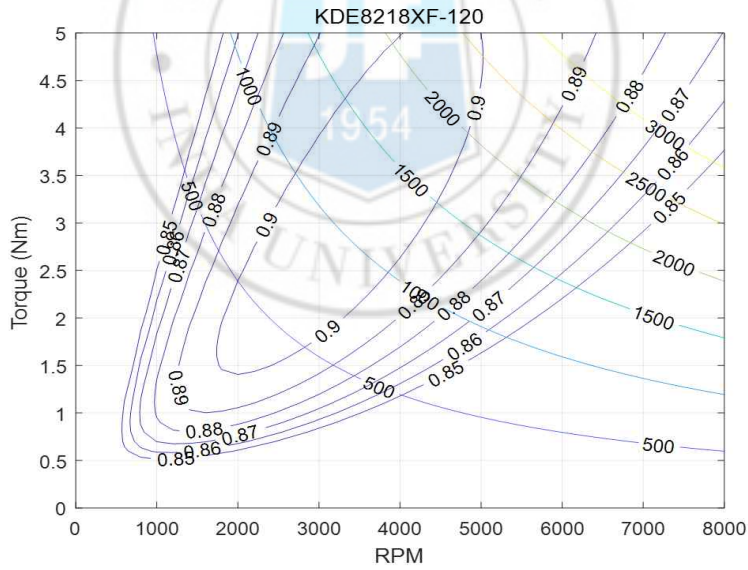


그림 15 KDE8218XF-120 BLDC 모터 맵

2.2.4. 전력관리 시스템

보조 로터는 RPM을 통해 기체의 제어를 담당한다. 그 회전수는 안정성을 담당하는 만큼 빠르고 민감하게 변화한다. 이때, 요구전력의 변화도 빠르게 변화한다. 갑자기 요구전력이 늘어날 경우, 발전기에서 모두 공급하기에는 무리가 있다. 발전기에 부하가 커지면 상대적으로 주 로터의 구동에 사용되던 동력을 가져올 수밖에 없고, 이는 고도를 하강시켜 임무에 위험을 초래한다. 따라서 주 로터의 회전을 일정하게 유지하기 위해서는 배터리를 설치하여 보조 로터가 큰 요구전력을 필요로 할 경우를 대비해야 한다. 본 논문에서는 자세제어를 포함하지 않고 호버링에 대한 해석만 하기 때문에 배터리를 포함한 전력관리 시스템이 발전기와 엔진의 부하를 일정하게 유지한다고 가정하였다.

아래 표9는 전력관리 시스템을 통해 관리되는 모터, 비행제어 컴퓨터, 조종면, 농약분사기의 파라미터들이다. 모터를 제외한 비행제어 컴퓨터, 조종면, 농약분사기의 요구전력은 항상 일정하다고 가정하였다. 현재는 최적화를 위한 설계단계이기 때문에 호버링만 할 경우 배터리에서 공급되는 전력 없이 발전기에서만 발생한 전력으로 모든 전기 시스템을 구동할 수 있다고 가정하였다.

표 9 전기 시스템의 파라미터

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 surface	50	W
η_{ESC}	Efficiency of ESC	0.9	
η_{PMS}	Efficiency of PMS	0.9	

2.3. 보조 로터 와 주 로터

2.3.1. 프로펠러 모델

프로펠러의 추력계수와 동력계수는 각각 식(8)과 (9)로 표현된다.[12]

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

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

일반적으로 추력계수와 동력계수는 전진비의 함수이다. 하지만 본 논문에서는 호버링 상태만을 상정한다. 따라서 식(10)으로 표현되는 전진비는 0이고, 추력계수와 동력계수는 일정하다.

$$J = \frac{v_s}{nD} \quad (10)$$

2.3.2. 프로펠러 데이터 도출

제조사에서 제공하는 실험 데이터는 일반적으로 각 모터의 회전수에 따른 정적추력을 포함하고 있다. 이를 이용하면 추력계수는 쉽게 구할 수 있으나, 동력계수를 산출하기 위한 토크 값은 제공하지 않는 경우가 많다. 본 논문에서 후보로 설정한 KDE Direct사 역시 토크에 대한 데이터를 제공하지 않기 때문에, 참고문헌[13]에서 사용한 기법을 적용하였다. 프로펠러 실험에 사용한 모터의 제원과 실험 데이터를 통합 해석하여 프로펠러의 동력계수를 추정하였다.

BLDC 모터의 경우 코일에 일정한 전류가 흐르지 않고, 주기적으로 변화한다. 그 때문에 모터에 흐르는 전류를 측정하기 어려워서, 일반적으로 전원부에서 흐르는 전류를 실험데이터값으로 제공한다. 모터 속도 컨트롤러(ESC)의 효율은 모터에서 출력하는 동력을 배터리에서 입력한 동력으로 나눈 것으로 식(11)과 같이 표현할 수 있다. 이 식을 식(1)과 결합하면 식(12)와 같이 모터에 인가된 전압을 구하는 식으로 변환할 수 있다.

$$\eta_{ESC} = \frac{V_m I_m}{V_b I_b} \quad (11)$$

$$V_m = \frac{k_m \omega_m + \sqrt{(k_m \omega_m)^2 + 4R_m \eta_{ESC} V_b I_b}}{2} \quad (12)$$

이제 모터 속도 컨트롤러(ESC)의 효율을 알면 모터에 인가된 전압을 알 수 있다. 식(1)을 사용하여 모터에 흐르는 전류, 식(2)를 사용하여 모터가 발생시키는 토크를 알 수 있다. 보통 모터와 프로펠러는 직결로 연결되어있으므로, 모터의 회전수, 발생 토크가 프로펠러에 걸리는 회전수, 토크와 같으므로 동력을 알 수 있고, 식(9)를 사용하면 동력계수를 알 수 있다. 실제 모터 속도 컨트롤러(ESC)의 효율은 실험을 통해 확인해야 하지만, 참고문헌[14]의 실험결과를 토대로 가정하였다. 그림 16은 50A급의 ESC를 실험한 효율 결과를 한눈에 보여준다. 여기서 무부하 상태일 때, 효율이 100%를 넘어가고 있어 신뢰성에 문제가 없는 것은 아니나, 부하가 있는 대부분의 경우 효율이 90% 이상임을 확인할 수 있다.

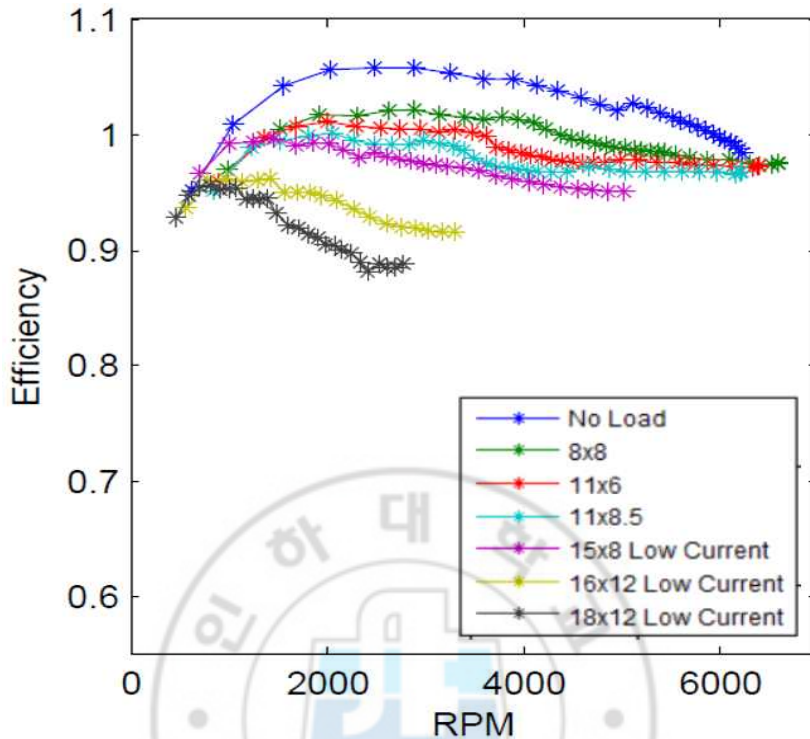


그림 16 Hobbywing Platinum 50A ESC 실험 데이터 [14]

그림 17과 18은 27.5`X8.9 2엽 프로펠러에 대해, 다양한 모터의 조합과 운용조건을 적용하여 추정된 추력계수와 동력계수의 분포이다. 추력계수의 경우 직접적으로 측정된 추력값과 회전수의 값을 이용하여 도출하기 때문에 불확실성이 작다. 그래프의 경과를 보면 모터나 회전수와 상관없이, 다량의 결과 값이 일정한 값 주위로 조밀하게 분포되어 있는 것을 확인할 수 있다. 이를 통해 KDE Direct사의 실험이 잘 진행 되었다고 판단할 수 있다. 이에 반해 동력계수의 분포를 보여주는 그림 18을 보면 추력계수의 결과 값보다 상대적으로 넓게 분포되어 있는 것을 확인할 수 있는데, 각 모터의 낮은 회전수와 높은 회전수에 대해 높게 나타난다. 하지만 중간 회전수에서는 비교적 일정한 것을 알 수 있는데, 이는 모터와 프로펠러의 매칭이 좋지 않은 운용조건에 접어들어서 나타나는 현상으로 추정된다. 따라서 각 모터의 중간 회전수의 운용조건만 보면 동력계수들이 평균 동력계수 주위에 조밀하게 분포되어

있는 것을 확인할 수 있다. 같은 방법으로 서로 다른 9개의 프로펠러에 대해, 모터 속도 컨트롤러의 효율을 90%, 95% 2가지에 대해 계산하였다. 산출한 추력계수와 동력계수는 표10에 요약하고, 분포도를 [부록5]에 첨부하였다. 최적화에는 모터 속도 컨트롤러(ESC)의 효율을 보수적으로 90%로 가정하여 계산한 값을 사용하였다.

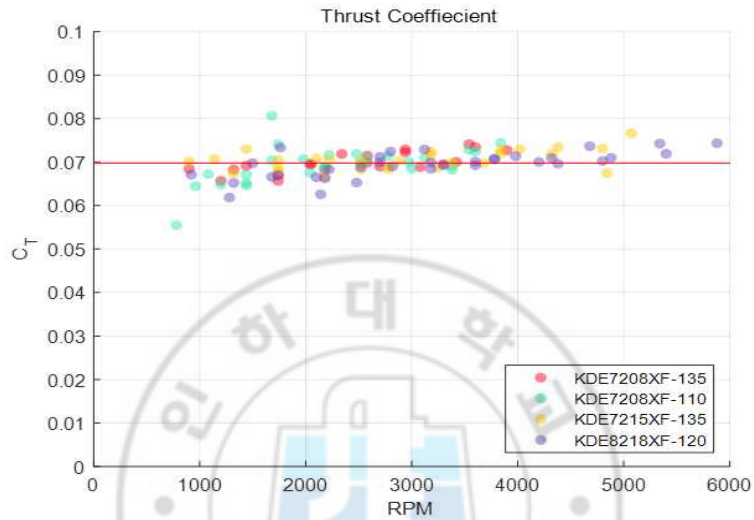


그림 17 27.5`X8.9 2엽 추력계수 분포

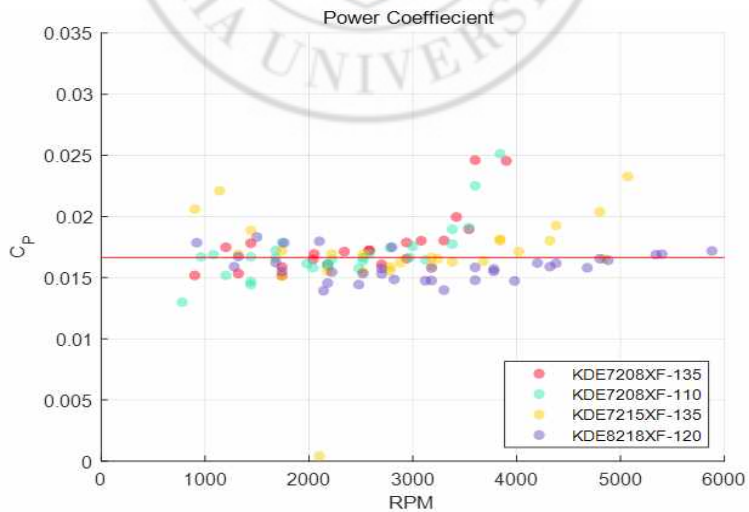


그림 18 27.5`X8.9 2엽 동력계수 분포

표 10 프로펠러 특성

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	0.09	0.0234	0.0247
30.5`` X 9.7 Hex	30.5	6	0.1295	0.0437	0.0461

2.3.3. 주 로터

주 로터는 참고문헌 [14]의 주 로터 추력계수와 동력계수를 사용하였다. 해당 로터 블레이드는 Blade Element Momentum Theory (BEMT)기법을 사용하여 설계된 것으로, 설계과정은 본 논문에서 다루지 않으나 설계 결과 값은 아래 표 11에 제시하였다.

엔진이 효율적으로 운용되기 위해서는 일정한 RPM과 토크를 유지하는 것이 좋다. 그러면 엔진과 기계적으로 연결된 주 로터는 변속 장치가 없다면 RPM이 일정할 텐데, 실제 운용을 하기 위해서는 기동을 위해서 주 로터에 피치를 가변할 수 있는 장치가 있어야 한다. 장치를 설치하게 되면 추력계수와 동력계수는 피치각에 따라 가변적일 것이나, 본 논문의 주 로터는 호버링 때의 최적화를 위해 추력계수와 동력계수가 일정하다고 가정하였다.

표 11 주 로터의 파라미터

Parameter	Value
N_r	2
m	200
D_r	1.5
c_{T_r}	0.0965
c_{P_r}	0.0263

2.4. 성능 해석 기법

동력 성능 해석은 참고문헌[14]의 기법을 사용하였다. 각 모터와 프로펠러에 대해, 보조 로터가 담당하는 추력을 선택하면, 식(8)을 이용해 프로펠러의 회전수를 구할 수 있다. 회전수를 식(9)에 대입하면 동력과 토크를 획득할

수 있다. 프로펠러와 모터는 직결로 연결되어 있으므로, 회전수와 토크가 손실 없이 전달된다. 따라서 모터 모델의 식(1)과 식(2)를 이용하면 모터에 인가된 전압과 모터에 흐르는 전류를 알 수 있다. 발전기에서 모터의 인가전압과 같은 전압을 발전한다고 가정하여 식(13)을 가정하였다.

$$V_g = V_m \quad (13)$$

발전기에서 공급해야 하는 전류는 4개의 보조 로터의 모터에서 사용하는 전류에 모터 속도 컨트롤러 효율을 고려하고, 비행제어 컴퓨터, 조종면, 농약분사기의 전류인 식(14)를 더하여 전력관리 시스템으로부터 요구되는 전류를 구할 수 있고, 이를 전력관리 시스템의 효율로 나누면 발전기로부터 요구되는 전류를 식(15)와 같이 도출한다.

$$I_{sp} = \frac{P_{sp}}{V_m}, I_{fcs} = \frac{P_{fcs}}{V_m}, I_{cs} = \frac{P_{cs}}{V_m} \quad (14)$$

$$I_g = \frac{\frac{N_p I_m}{\eta_{ESC}} + I_{sp} + I_{fcs} + I_{cs}}{\eta_{PMS}} \quad (15)$$

지금까지 구한 발전기의 전압과 전류를 통해 식(3)과 식(4)를 적용하면 발전기의

토크와 회전수를 구할 수 있다.

주 로터에서 필요한 토크를 계산하면, 식(16)과 기체 총 중량에서 보조 로터가 담당하는 추력을 빼면 주 로터의 추력을 구할 수 있다. 표 11에서 제시한 주 로터의 추력계수를 식(8)에 대입하여 회전수를 구하고, 그와 동시에 주 로터의 동력계수와 식(9)를 이용하여, 토크를 구할 수 있다.

$$T_r = \frac{mg - N_p T_p}{N_r} \quad (16)$$

엔진에서 생성된 동력은 주 로터와 발전기로 분배된다. 따라서 식(17)이 성립한다.

에너지를 전달하는 기계적 동력전달장치들의 효율은 95~97% 정도로 보는 것이 일반적이다. 본 논문에서는 기계적인 동력전달장치의 효율을 일괄적으로 95%로 가정하였다. 따라서 엔진에서 주 로터로 전달되는 동력의 최종효율은 각 효율이 95%인 벨트 1과 베벨기어를 거쳐 약 90%의 효율로 산출된다. 발전기에 전달되는 최종 효율 역시 벨트1과 벨트2를 거치기 때문에 90%의 효율이 계산되고, 그 값을 표 12에 제시하였다. 하지만 실제 설계 시에 최적화를 하기 위해서는 측정을 통해 구한 효율 값을 계산하여야 하고, 그 소재나 구성방법에 따라 차이가 날 것으로 예상된다.

$$P_e = Q_e \omega_e = \frac{Q_r \omega_r}{\eta_{t_r}} + \frac{Q_g \omega_g}{\eta_{t_g}} \quad (17)$$

표 12 기계적 동력전달 효율

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

2.5. 최적화 결과

표 13은 각 모터에 대하여, 엔진의 동력을 최소화하는 프로펠러와 보조 로터 추력 조합을 찾은 것이다. 모든 모터에 대해 후보 중 가장 직경이 큰 프로펠러가 선택되었으나, 각 모터에 대해 최적의 보조 로터 추력은 다르게 나왔다. KDE8218XF-120 BLDC모터의 경우 3엽의 동력이 2엽보다 미소하게 작은 것으로 나타났다.

표 13 모터별 가장 효율적인 조합

Motor	Propeller	Load(kg)	Power(hp)
KDE7208XF-135	30.5`` X9.7 Dual	7	45.2
KDE7208XF-110	30.5`` X9.7 Dual	7	45.2
KDE7215XF-135	30.5`` X9.7 Dual	8	44.3
KDE8218XF-120	30.5`` X9.7 Dual	10	43.8
	30.5`` X9.7 Triple	10	43.8

그림 19는 실제 로터리 엔진을 테스트한 데이터이다. 회전수와 토크에 따른 비연료소모율을 각기 다른 색으로 표시하였다. 실선 등고선은 비연료소모율을 나타내며, 단위는 $kg/(ps \cdot h)$ 이다. 점선 등고선은 회전수와 토크의 곱인 동력을 마력의 단위로 나타낸 것이다. 엔진에서 동력 값이 가장 작은 조합인 KDE8218XF-120 모터와 30.5``X9.7 프로펠러의 조합은 보조 로터의 담당 추력이 10kg 일 때, 43.8마력의 동력을 요구한다. 이에 해당하는 지점들을 그림 19에 붉은 선으로 표시하였다. 이 선과 엔진의 운용영역 내에서 경향을 분석하면, RPM을 낮추고, 토크를 높였을 때, 비연료소모율이 감소하는 것을 확인할 수 있다. 따라서 이 조합의 경우 6400 RPM, 48.7 Nm 근방이 엔진 운용 범위 내에서는 최적의 조합임을 알 수 있다.

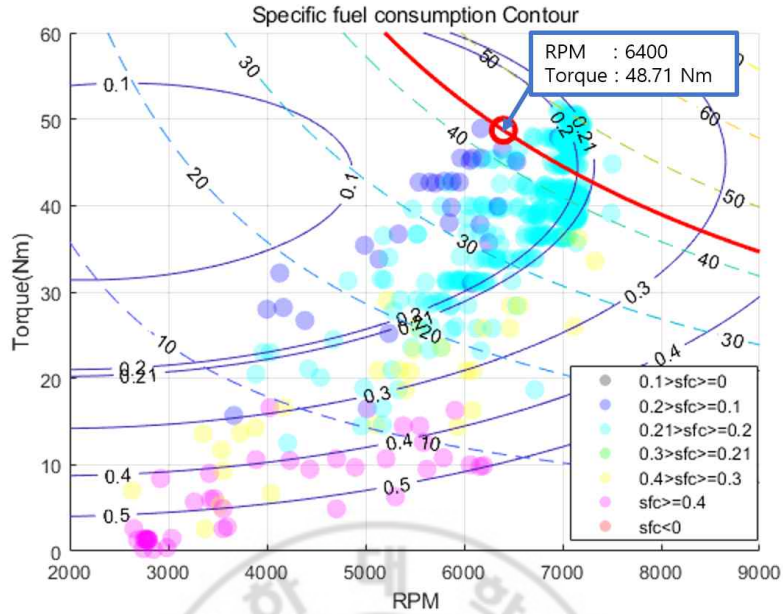


그림 19 엔진의 운용 점

마지막으로 엔진의 회전수를 결정하고 나면, 식(18)을 사용하여 엔진과 주 로터 사이에 필요한 기어비, 식(19)를 사용하여 엔진과 발전기 사이에 필요한 기어비를 결정할 수 있다.

$$G_r = \frac{\omega_e}{\omega_r} \quad (18)$$

$$G_g = \frac{\omega_e}{\omega_g} \quad (19)$$

이 때, 30.5`X9.7의 경우 2엽과 3엽에서 추력계수와 동력계수에서 차이가 있는데 엔진의 결과에서는 차이가 없는 이유를 확인하기 위해 프로펠러의 운용 점과 모터의 운용 점을 그림 20-21을 통해 확인해보았다.

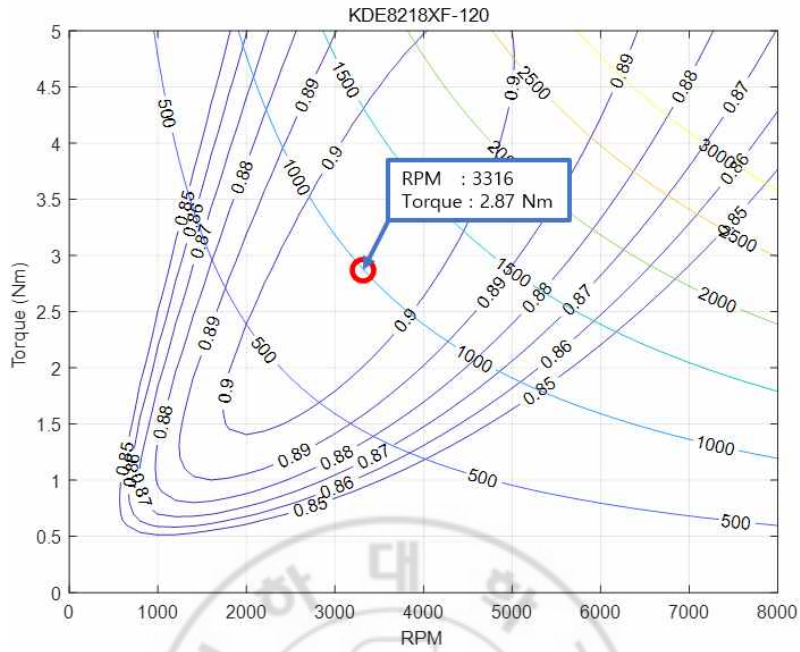


그림 20 30.5`X9.7 2엽을 이용한 KDE8218XF-120모터 맵

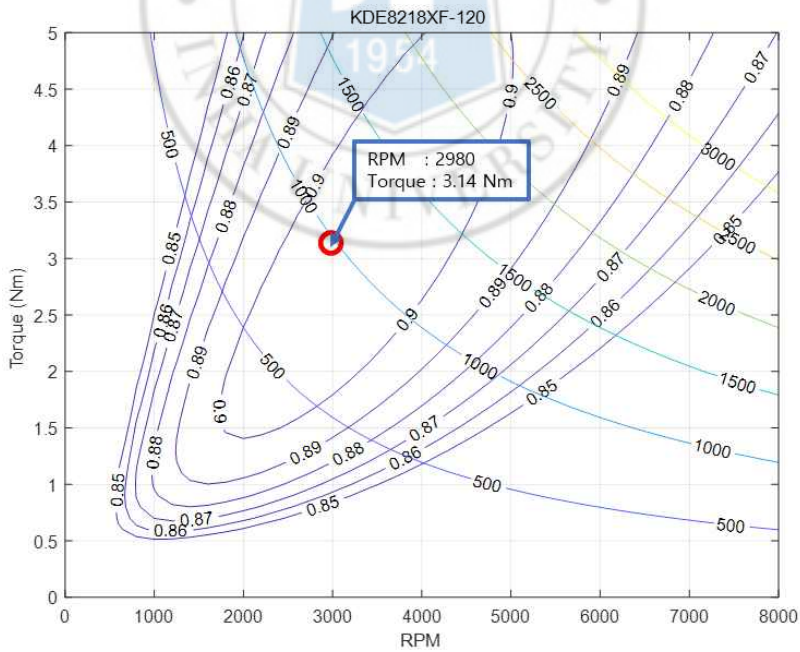


그림 21 30.5`X9.7 3엽을 이용한 KDE8218XF-120모터 맵

30.5`X9.7의 경우 2엽과 3엽이 엔진의 결과에서는 차이가 없는 이유는 프로펠러가 발생시키는 에너지는 비슷했기 때문이다. 다만 두 경우의 차이점을 찾자면 30.5`X9.7 2엽의 경우 3엽에 비해 전류가 3A 정도 낮았으며, 전압이 2.7V 높았다. 만약 정격전류가 낮은 ESC를 사용해야 한다면 30.5`X9.7 2엽을 사용하고, 발전기가 전압을 충분히 높게 발생시키지 못한다면, 30.5`X9.7 3엽을 사용하는 선택이 가능하다.

표 13에서 찾은 다른 모터 조합의 최적 운용 점을 그림 22-27를 통해 확인하였다. 그리고 각 조합에서 최적의 운용 점 근방의 RPM을 상정하고 각 기어비를 표 14에서 제시하였다. 그림 22-27을 살펴보면, 각 모터에 대하여 엔진의 연료 소모가 최소가 되는 운용 점임에도 불구하고, 모터 자체에 대해서는 효율이 최대인 점을 벗어난 곳에서 운용 점이 형성되었음을 확인할 수 있다. 이는 모터의 최대효율 점 근처에서 운용되었던 그림20-21과 다른 결과로 각 모터 조합에 보조 모터의 담당 추력을 줄이면 모터에서는 조금 더 좋은 효율에서 운용된다. 하지만 주 로터의 부하가 커지면서 주 로터의 효율이 떨어지기 때문에 엔진의 요구동력이 증가하는 결과가 도출된다.

표 14 모터별 가장 효율적인 조합의 기어비

Motor	Propeller	Load(kg)	RPM	G_r	G_g
KDE7208XF-135	30.5` X9.7 Dual	7	6600	2.93	1.73
KDE7208XF-110	30.5` X9.7 Dual	7	6600	2.93	1.72
KDE7215XF-135	30.5` X9.7 Dual	8	6500	2.92	1.82
KDE8218XF-120	30.5` X9.7 Dual	10	6400	2.95	1.73
	30.5` X9.7 Triple	10	6400	2.95	1.88

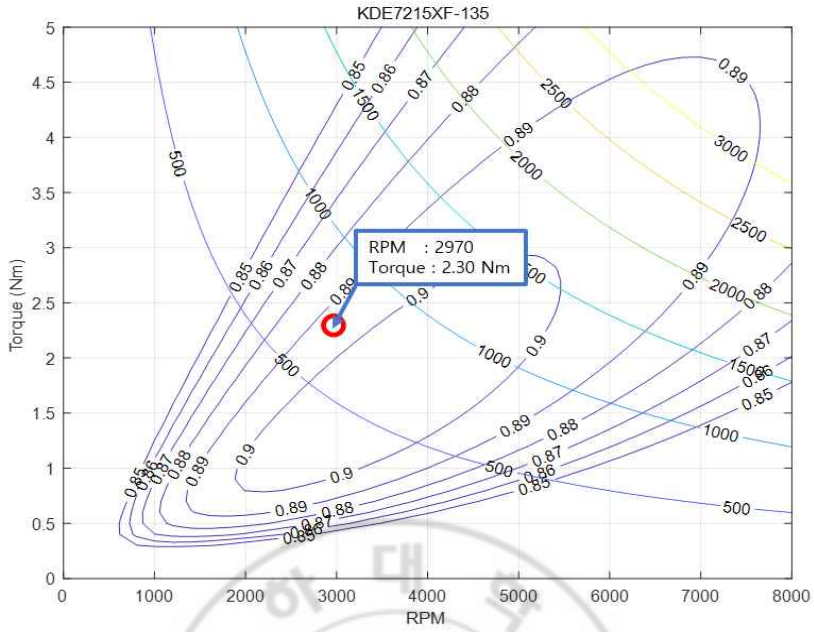


그림 22 30.5°X9.7 2엽을 이용한 KDE7215XF-135 모터 맵

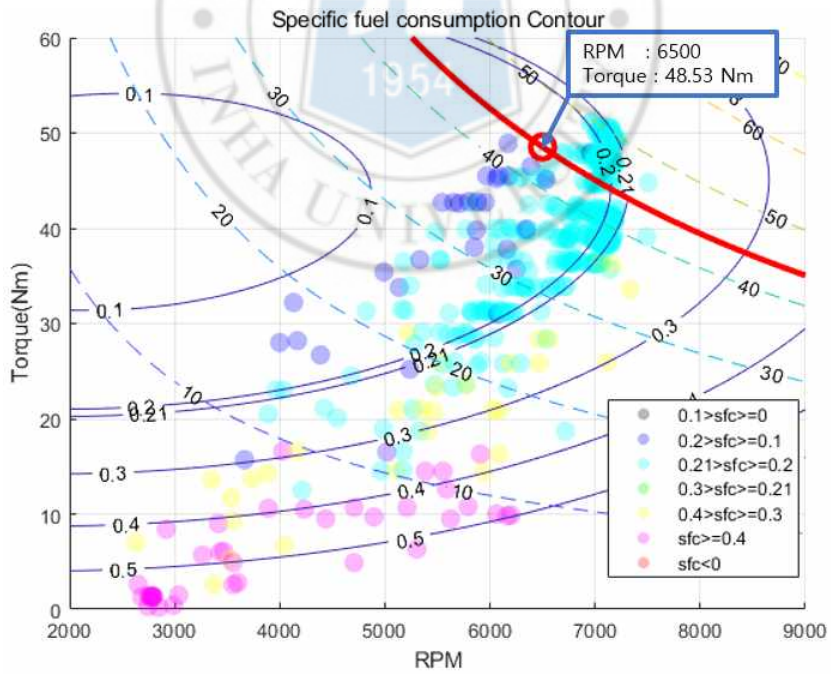


그림 23 KDE7215XF-135 모터 조합의 엔진 운용 점

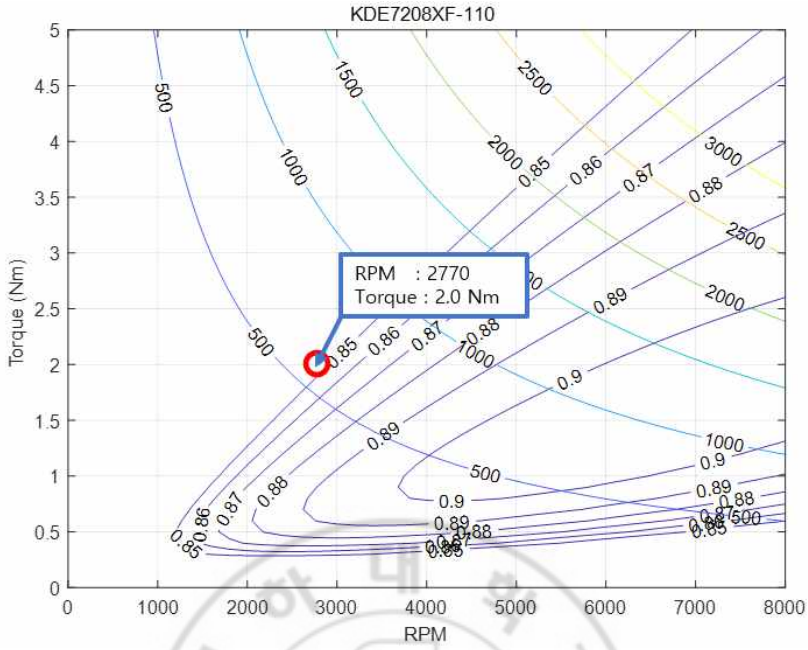


그림 24 30.5`X9.7 2엽을 이용한 KDE7208XF-110 모터 맵

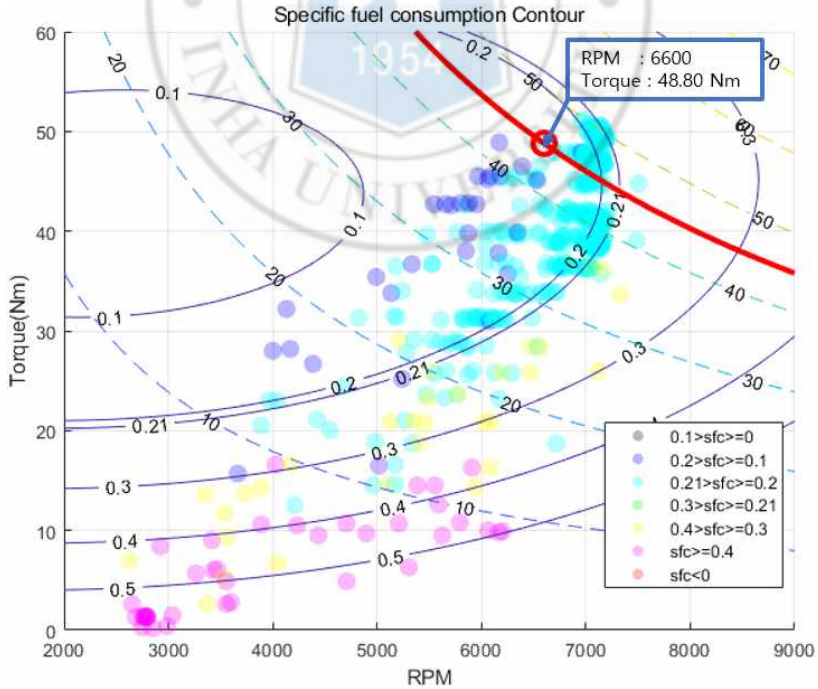


그림 25 KDE7208XF-110 모터 조합의 엔진 운용 점

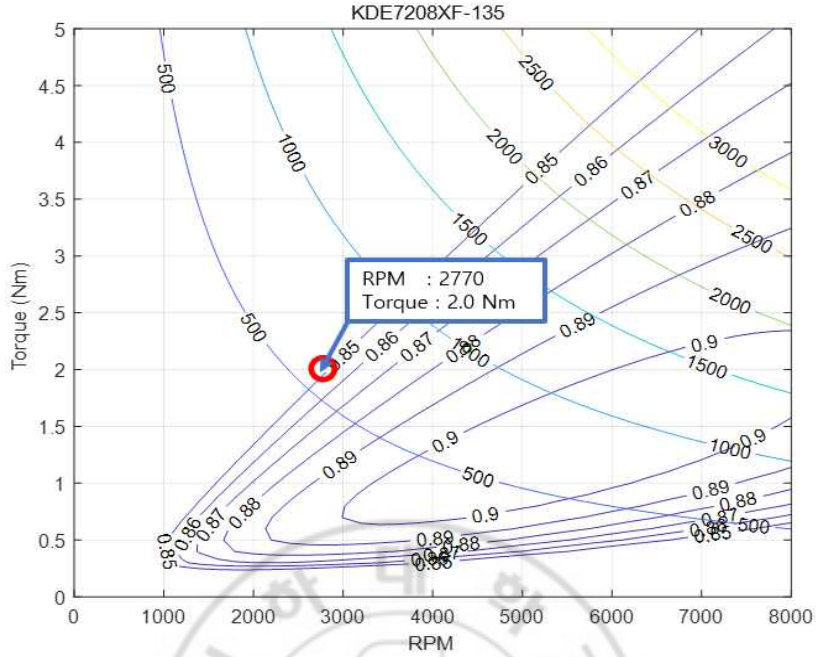


그림 26 30.5°X9.7 2엽을 이용한 KDE7208XF-135 모터 맵

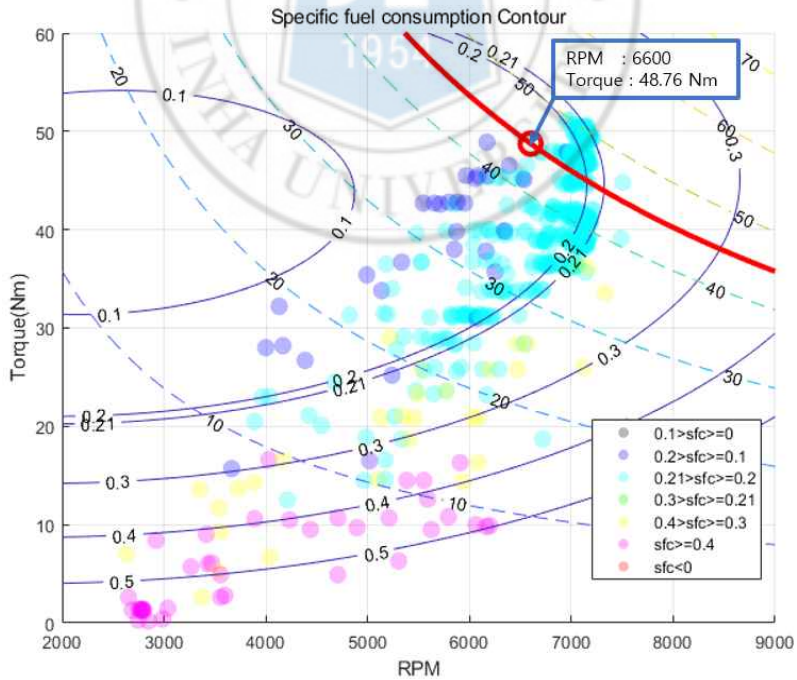


그림 27 KDE7208XF-135 모터 조합의 엔진 운용 점

3. 결론

본 논문에서는 엔진이 주 로터와 발전기에 연결되어 주 로터로는 드론의 하중의 대부분을 담당하고, 발전기에서 전기에너지를 받은 보조 로터가 제어를 담당하는 하이브리드 방식의 드론의 최적화 기법을 제시하였다. 로터의 경우 프로펠러 모델의 추력계수와 동력계수를 사용하였고, 모터와 발전기는 각각 다항식으로 모델링 된 마찰 토크를 포함하는 간단한 직류 모터의 모델을 사용하였다. 실제 실험 데이터가 필요한 효율과 시스템의 소모전력을 가정하여 각 요소가 요구하는 동력을 구하였다. 그리고 회전수와 토크에 따른 비 연료소모율이 측정된 실험 데이터를 이용하여 최적의 모터와 프로펠러 조합, 보조 로터의 담당 추력을 찾고 해당 운용 점에서 필요한 엔진의 회전수와 기어비를 도출하였다.

본 논문에서는 제조사가 기본적으로 제공하는 실험 데이터를 기반으로 분석하는 기법의 개발에 중점을 두었다. 모터 제조사가 제공하는 프로펠러를 부착하여 실험한 자료, 모터 속도 컨트롤러를 실험하여 효율을 확인한 데이터, 엔진을 실험하여 회전수와 토크에 따라 비 연료소모율을 측정한 데이터 등을 사용하였고, 실제 설계를 적용할 경우 다른 구성요소 역시 측정에 기반을 두어 실제 데이터를 이용하면 더욱 정확한 결과를 도출할 수 있다.

마지막으로 각각의 모터에 대해 최적의 프로펠러와 보조 로터의 추력 값을 사용하여 산출한 요구동력 값을 보면, 엔진에서의 요구동력의 차이는 상대적으로 작은 것을 볼 수 있다. 이는 실제 설계 시에 어떤 요구조건에 의해 모터나 프로펠러의 제원이 결정되더라도, 보조 로터의 담당 추력과 같은 성능 파라미터를 조절하여 최적에 근접하는 설계를 도출할 수 있음을 시사한다.

4. 참고문헌

- [1] 신만희. “무인기산업 국내외 현황조사 및 수요기반 발전방안연구” , 한국항공우주산업진흥협회, 2016
- [2] 이용민. “드론 쇼 시스템에 관한 고찰” , 2018년도 한국통신학회 하계종합학술 발표회 논문집, pp.606-607, 2018
- [3] F. Sarghini and A. De Vivo, “Interference Analysis of an Heavy Lift Multirotor Drone Flow Field and Transported Spraying System” , *Chemical Engineering Transactions*, Vol 58, 2017, pp. 631~636.
- [4] C. Griffis, T. Wilson, J. Schneider and P. Pierpont, “Unmanned Aircraft System Propulsion Systems Technology Survey” , DOT/FAA/AR-09/11, 2009
- [5] C. Pernet and A. T. Isikveren, “Conceptual design of hybrid-electric transport aircraft” , *Progress in Aerospace Sciences*, Vol 79, 2015, pp. 114~135.
- [6] K. B. Kim and B. W. Lee, “A Conceptual Study on the Hybrid Power System for Compound Rotary-wing UAV” , *2016 KSPE Spring Conference*, 2016, pp.859~862.
- [7] 항공안전법 제2조
- [8] KS표준 KSW9000, “무인항공기 시스템-제1부:분류 및 용어”
- [9] 항공안전법 제122조, 제127조

[10] 정현규, 이진홍, 전명희, 박인태, “무인항공기, 쌀농업을 띄운다.” , 경기농업 FOCUS, 발간등록번호 71-6410563-000051-01, 2015

[11] D. Muzer and E. Lanteigne, “EXPERIMENTAL CHARACTERIZATION OF BRUSHLESS DC MOTORS AND PROPELLERS FOR FLIGHT APPLICATION” , *CSME International Congress 2016*, 2016, pp.1~11.

[12] John B. Brandt and Michael S. Selig, “Propeller Performance Data at Low Reynolds Numbers” , *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2011, AIAA 2011-1255

[13] H. G. Lyu, J. H. Park and H. T. Lee, “Propeller Test Data Analysis Method Using Motor Parameters” , *KSAS 2017 Fall Conference*, 2017, pp. 69~70.

[14] J. H. Park and H. T. Lee, “Power System Design and Analysis for Hybrid Unmanned-Helicopter” , *KSAS 2017 Fall Conference*, 2017, pp. 537~538.

5. 부록

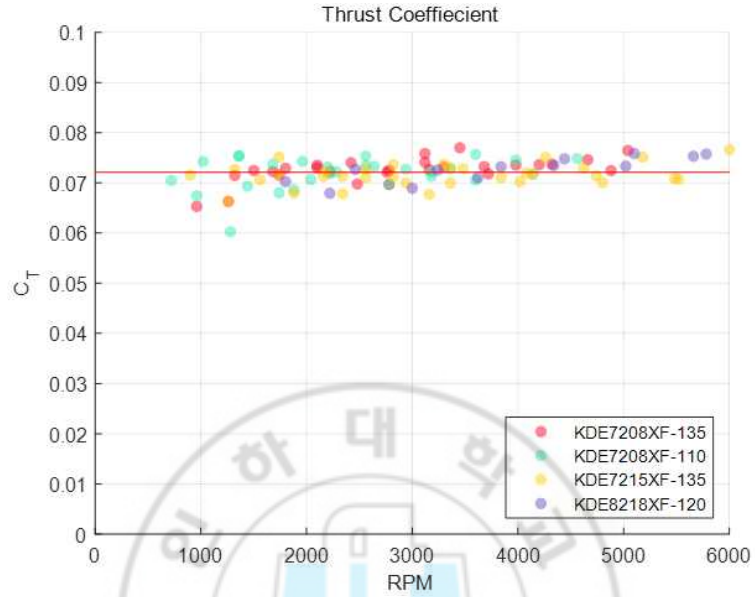


그림 28 24.5° X 8.1 2엽 추력계수 분포

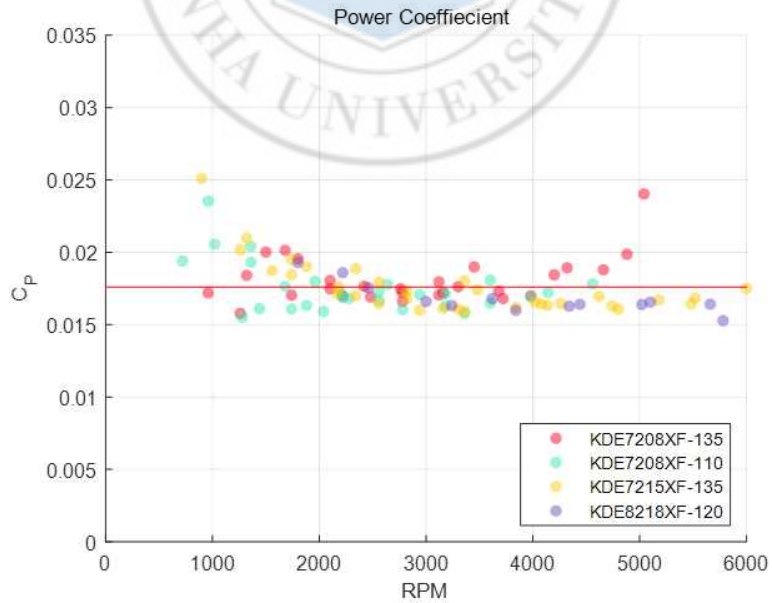


그림 29 24.5° X 8.1 2엽 동력계수 분포

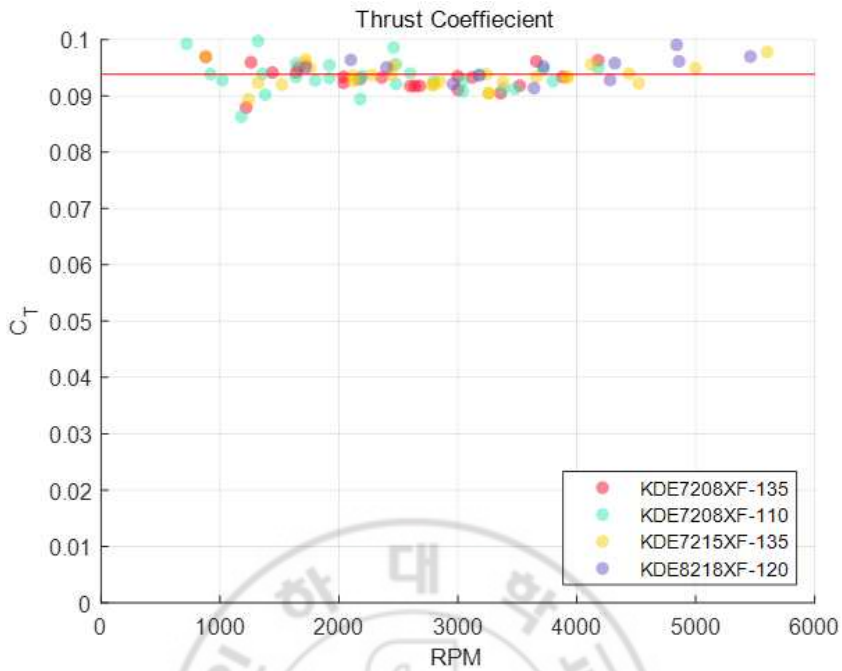


그림 30 24.5`X8.1 3엽 추력계수 분포

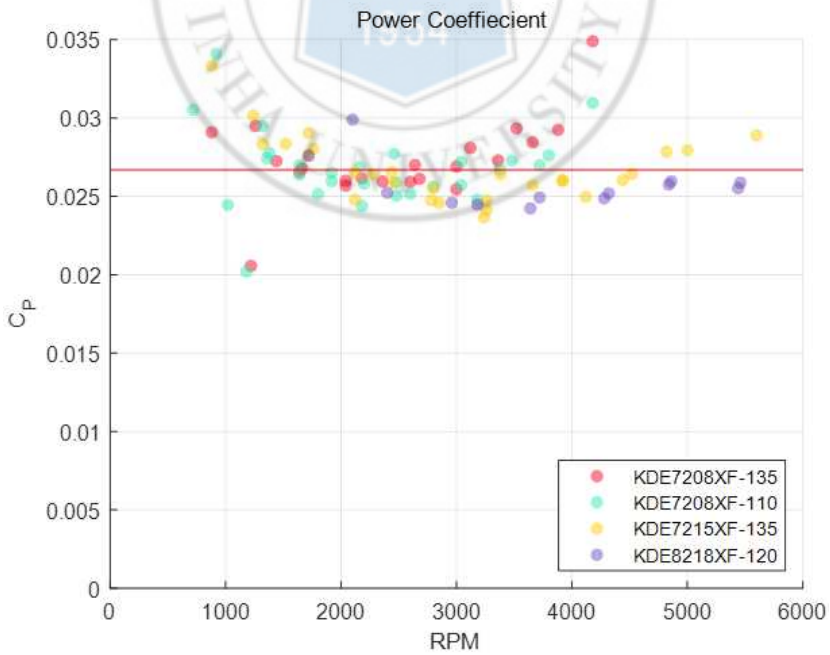


그림 31 24.5`X8.1 3엽 동력계수 분포

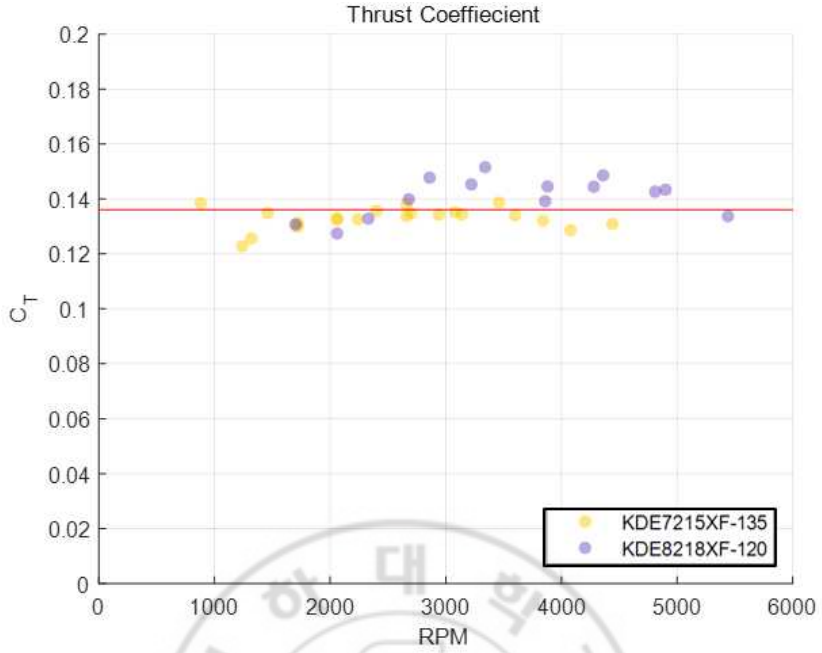


그림 32 24.5`X8.1 6엽 추력계수 분포

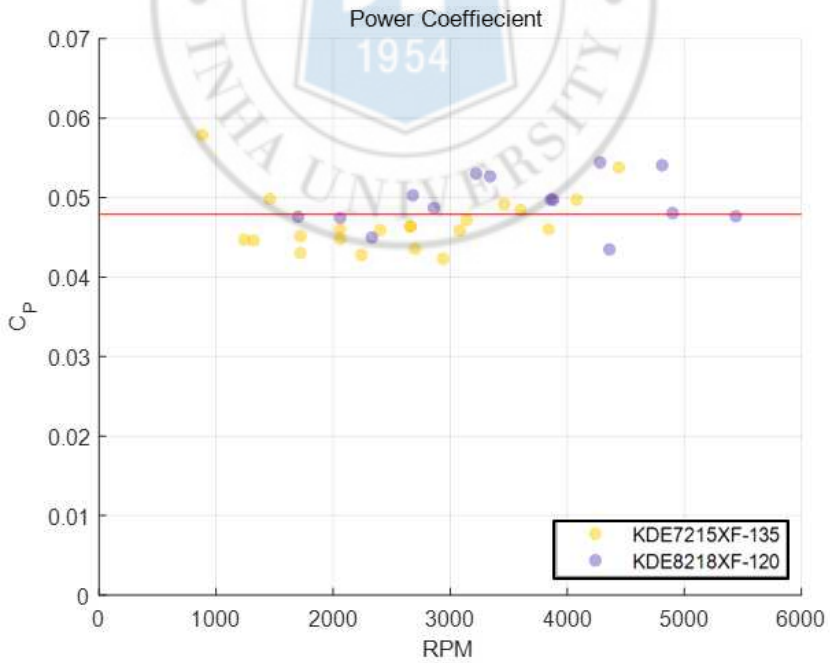


그림 33 24.5`X8.1 6엽 동력계수 분포

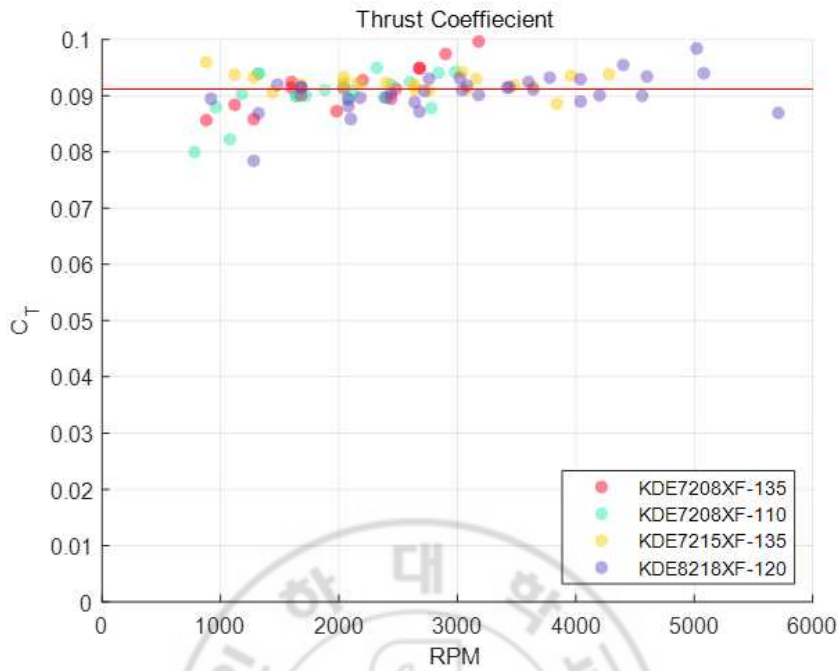


그림 34 27.5° X 8.9 3엽 추력계수 분포

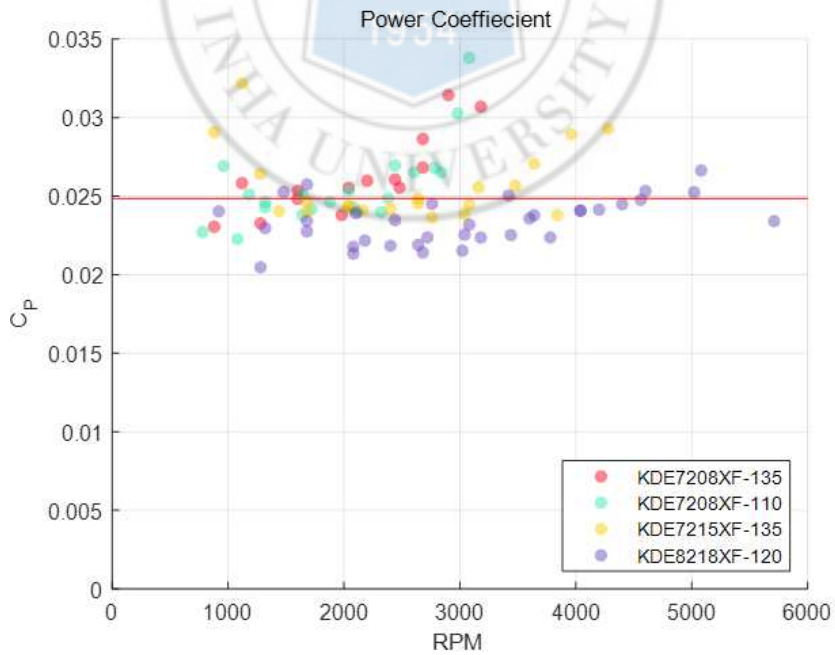


그림 35 27.5° X 8.9 3엽 동력계수 분포

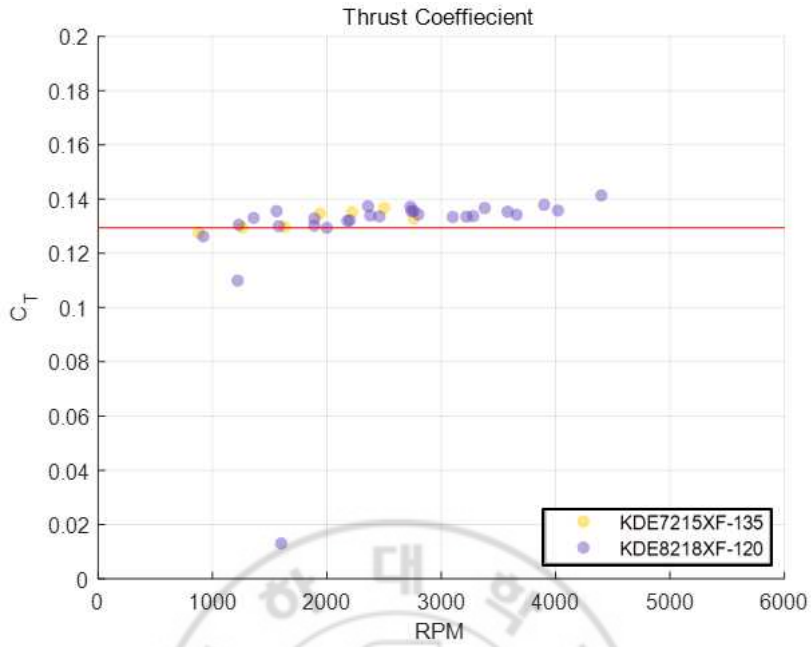


그림 36 27.5`X8.9 6엽 추력계수 분포

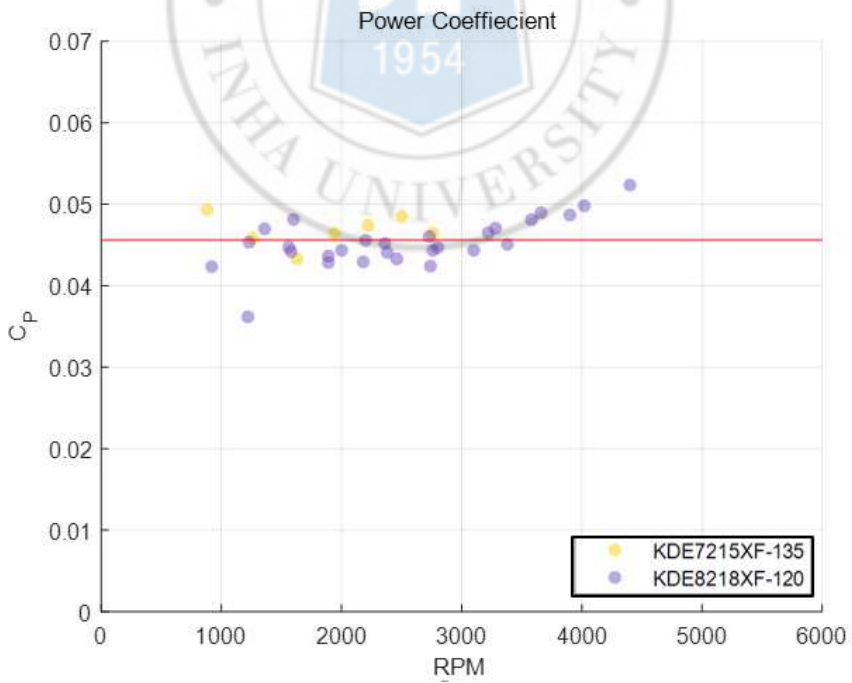


그림 37 27.5`X8.9 6엽 동력계수 분포

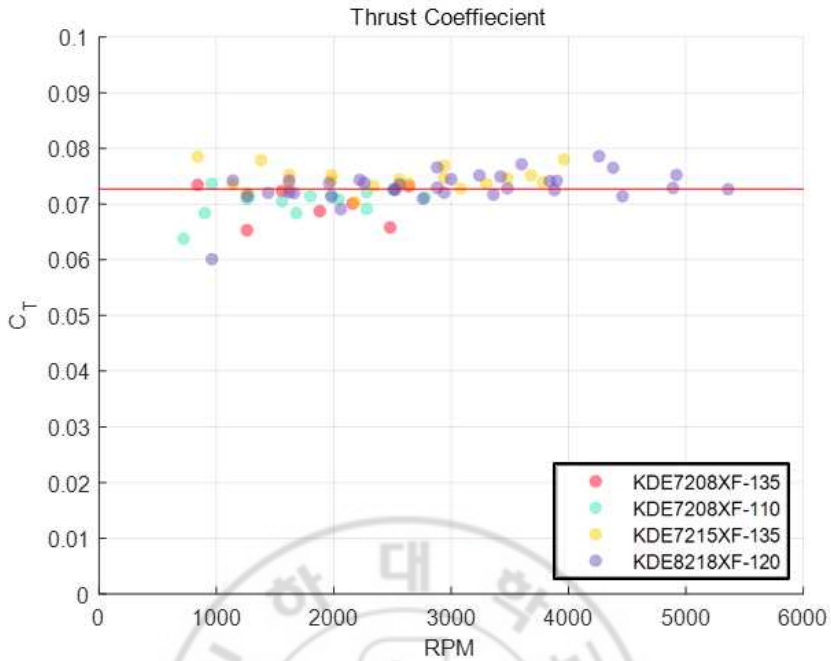


그림 38 30.5" X 9.7 2엽 추력계수 분포

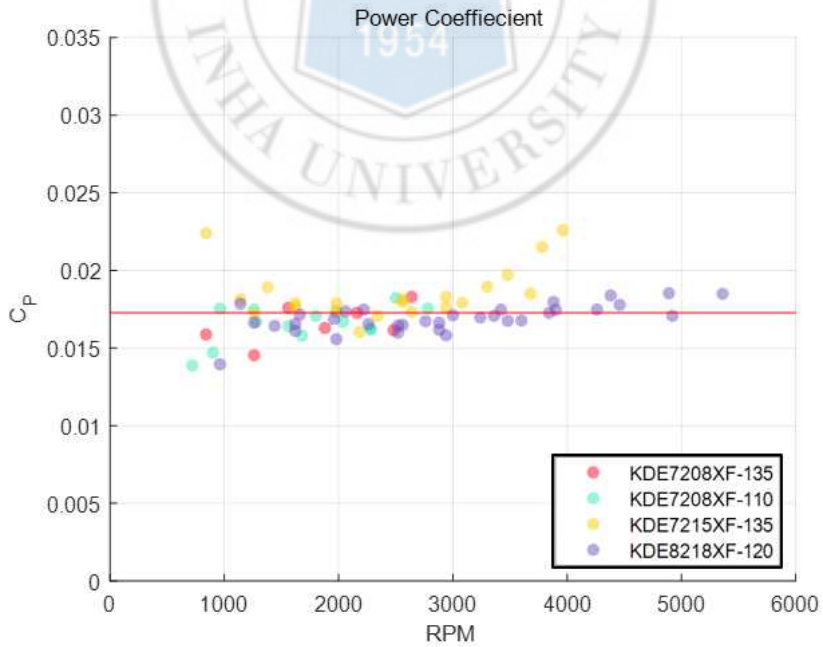


그림 39 30.5" X 9.7 2엽 동력계수 분포

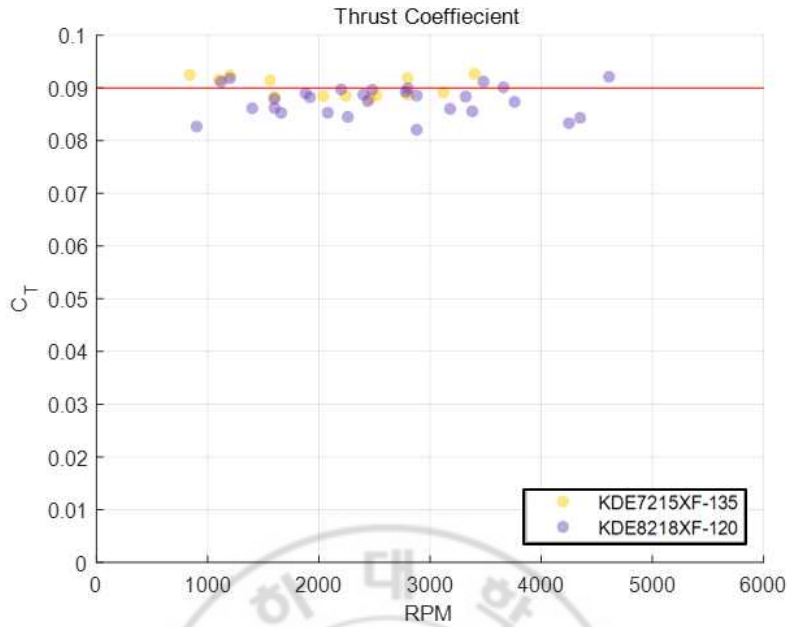


그림 40 30.5`X9.7 3엽 추력계수 분포

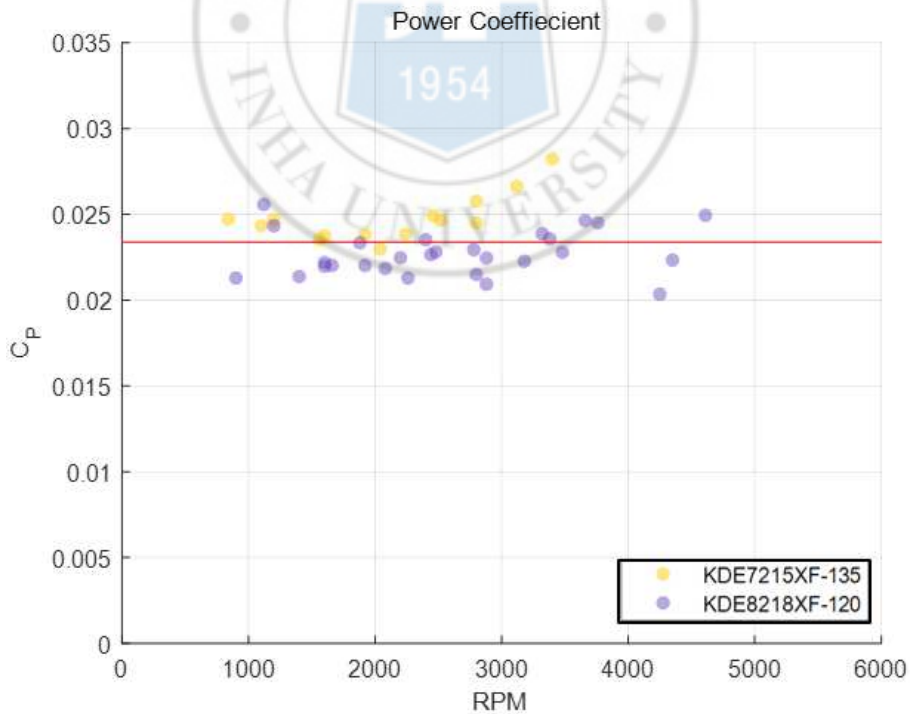


그림 41 30.5`X9.7 3엽 동력계수 분포

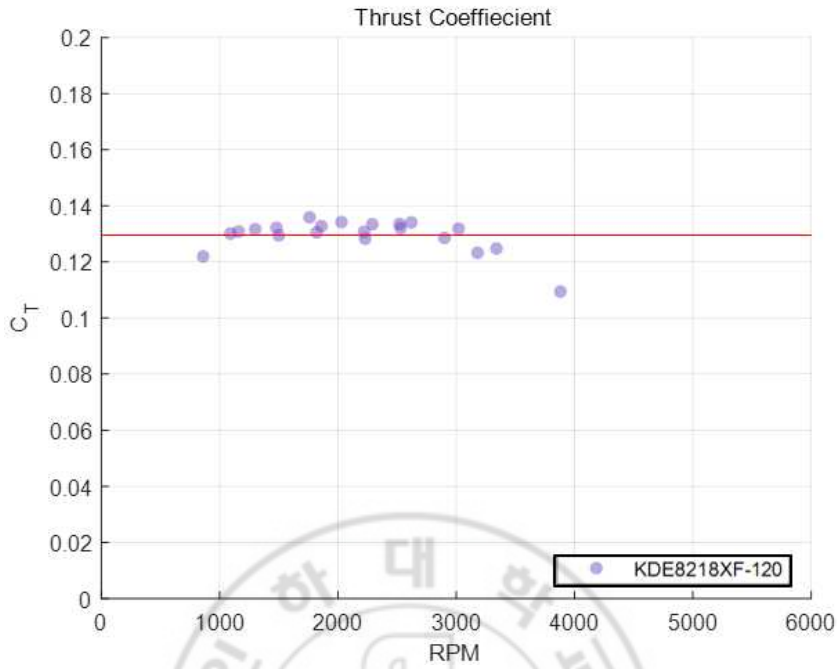


그림 42 30.5`X9.7 6엽 추력계수 분포

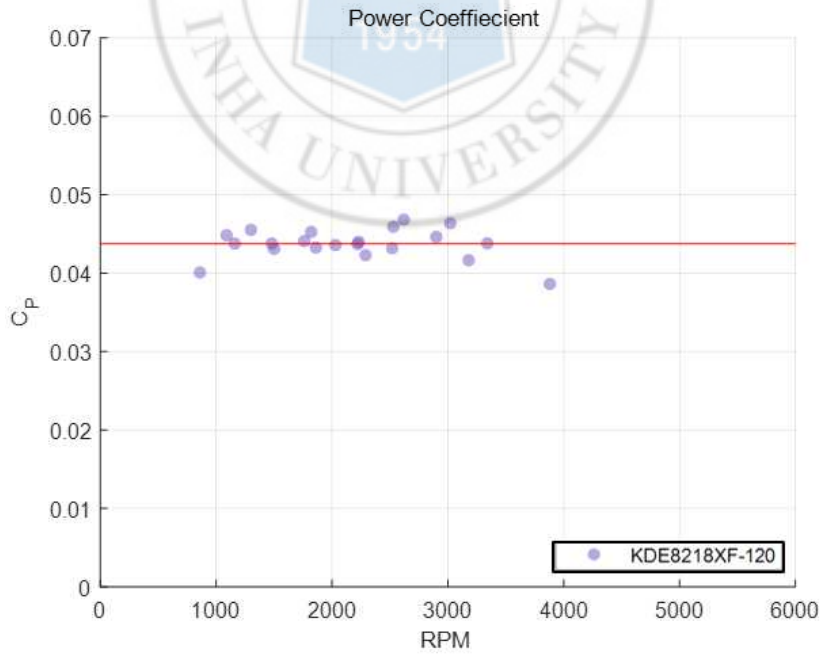


그림 43 30.5`X9.7 6엽 동력계수 분포