

회전익 드론의 배터리 한계에 대한 고찰

민태기* · 장세명**†

Consideration on the Limitation of Battery for a Rotary-wing Drone

Taegee Min* · Se-Myong Chang**†

ABSTRACT

In the development of UAV, the electric motor has been a primary propulsive device in spite of its limitation in power, which is recently used for rotary-wing type drones, too. However, the limitation of batteries is not well considered so far such as lithium-ion and lithium-polymer that are widely used for electronic devices. In this paper, we studied the feasibility of battery for the application of a rotary-wing drone especially with some discussion of power and disk loading critique.

초 록

무인 항공기의 개발에 있어, 전기 모터는 동력의 제한에도 불구하고 주된 추진 기관이 되어 왔으며, 최근 회전익 형태의 드론에서도 여전히 사용되고 있다. 그러나 지금까지 전자 장치에 널리 사용되는 리튬 이온이나 리튬 폴리머와 같은 배터리의 한계는 잘 고려되지 않고 있다. 본 논문에서는 회전익 드론에 적용되는 배터리의 타당성을 특히 동력 및 원반 하중에 대한 토의와 함께 연구하였다.

Key Words: Drone(드론), Electric Motor(전기 모터), Battery(배터리), UAV(Unmanned Air Vehicle)

1. 서 론

1930년대 영국 해군은 훈련을 위한 함포사격 목표물로 원격 조종 무인 항공기를 개발한다[1]. 이 무인기의 이름을 de Havilland DH-82B ‘Queen Bee’ 라고 붙였는데, 우리말로써는 여왕벌이라는 뜻이다. 이 무인기를 모방한 미군에는

이에 대비하여 자신들의 비행체에 ‘Drone(수벌)’ 이라고 이름을 붙인다. 오늘날 특히 DJI사 등을 앞세운 중국을 중심으로 하는 회전익 쿼드콥터(quadrcopter) 형태의 드론은 다양한 용도, 예컨대 공기충을 탑재하여 농업용 가축 방제 등에 응용되고 있다[2].

본 논문에서는 현재 가장 많이 이용되고 있는 리튬-이온과 리튬-폴리머 배터리를 바탕으로 드론의 구동에 필요한 동력의 관점에서 그 타당성을 분석해 보았다.

* S&H 기술연구소

** 군산대학교 기계융합시스템공학부

† 교신저자, E-mail: smchang@kunsan.ac.kr

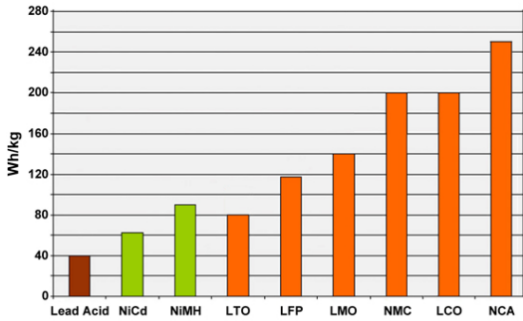


Fig. 1 Specific energy for various types of batteries[3].

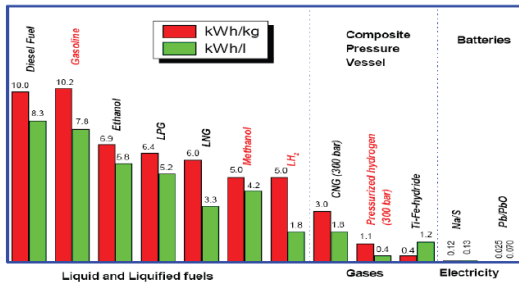


Fig. 2 Specific energy of various energy sources[4].

2. 이론적 고찰

2.1 배터리의 종류 및 다른 에너지원과의 비교

배터리는 크게 건전지와 같은 1차 전지와 충전이 가능한 2차 전지로 분류할 수 있다. 여기에서는 충전 및 재사용이 가능한 2차 전지에 대해 고찰하는데, 이는 다시 전극과 전해질의 종류에 따라 니켈-카드뮴(Ni-Cd), 니켈-수소(Ni-MH), 리튬 이온(Li-ion), 리튬 폴리머, 그리고 납축전지 등으로 분류된다. Fig. 1에서는 다양한 전지들의 비에너지(specific energy, 단위 질량당 에너지 저장량)를 보여주고 있다. 현재 기술적으로 가장 발전된 리튬 NCA(Nickel Cobalt Aluminum) 전지의 경우 최대 0.25 kWh/kg까지의 비에너지를 축적할 수 있다[3].

Fig. 2에서는 현재 배터리 기술과 기존 디젤과 가솔린 같은 화석 연료 기관(engine)들의 비에너지를 비교하고 있다. 최근 배터리 기술의 비약적인 발전에도 불구하고 비에너지의 관점에서는 약 40배의 격차가 존재한다[4].

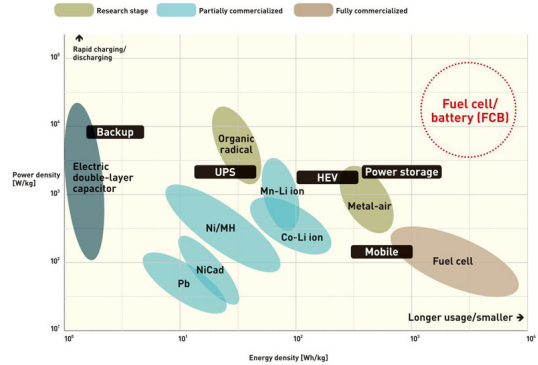


Fig. 3 Specific energy of various energy sources[5].

따라서 연료 전지(fuel cell) 등을 사용하는 것도 좋은 대안이 될 것이나 동력 밀도(power density) 측면에서는 0.5 kW/kg에 못 미치는 때문에 드론에의 활용은 리튬 이온 배터리에 비해서 가능성이 뒤떨어진다[5].

2.2 회전익 공기역학 분석

운동량 해석(momentum analysis)을 통하여 제자리 비행(hovering)하는 회전익의 원반면(disk plane)에 가해지는 추력(thrust, T)과 동력(power, \dot{W})을 식으로 나타내면 다음과 같다[6].

$$T = W = \rho A_e V_j^2 \quad (1)$$

$$\dot{W} = \frac{\rho A_e V_j^3}{2\eta} \quad (2)$$

여기에서 W 는 비행체의 무게(weight), A_e 는 유효 면적, V_j 는 후류 제트 속도(jet velocity), 그리고 η 는 전체 시스템 효율이다.

식 (1), (2)로부터 간단히 하면 다음 식이 유도된다.

$$W^{1/2} = \left(\frac{2\eta \dot{W}}{\rho A_e} \right)^{1/3} (\rho A_e)^{1/2} = (2\eta \dot{W})^{1/3} (\rho A_e)^{1/6}$$

$$\therefore W = (2\eta \dot{W})^{2/3} (\rho A_e)^{1/3} \quad (3)$$



Fig. 4 A rotary-wing drone: Ehang 184[7].

식 (3)에서 시스템 전체 효율은 다음과 같이 분석할 수 있다.

$$\eta = \eta_b \eta_m \eta_p \quad (4)$$

여기에서 η_b , η_m , η_p 는 각각 배터리, 모터, 그리고 프로펠러의 효율을 의미한다.

회전익 드론의 모델로서, Ehang 184를 분석한다[6]. Fig. 4에서와 같이 이 모델은 동축 반전(counter-rotating)하는 각각 한 쌍의 로터(rotor)로 구성된 4개의 구동 원반(actuator disk)으로 해석할 수 있다. Table 1.은 이 드론의 제원이다. 전체 무게는 다음과 같이 분석된다.

$$W = W_e + W_b + W_p \quad (5)$$

여기에서 W_e , W_b , W_p 는 각각 드론의 공중량(empty weight), 배터리 무게, 그리고 화물 적재량을 나타낸다.

식 (3)에 대하여, 주어진 데이터를 적용하면 제자리 비행할 때 요구되는 최소 로터 동력은 63.6 kW이다. 그리고 순항할 때는 38.2 kW의 동력을 소모한다. 이착륙에 대하여 제자리 비행을 2분(120s)로 적용하면, 총 27분(25분 순항 포함)의 임무를 수행하는데 필요한 에너지는 18.02 kWh에 해당한다.

2.3 배터리에 요구되는 총 비에너지 및 비동력

정적 구동하는 Ehang 184가 임무에 필요한 총

Table 1. Performance of Ehang 184.

Name	Symbol	Value	SI Unit
Air density (Altitude: 500 m[7])	ρ	1.2	kg/m^3
Effective area[6]	A_e	4.02	m^2
Hover power, Eq. (3)	\dot{W}	63.6	kW
Cruise power, 60%[6]	\dot{W}_c	38.2	kW
Cruise speed[7]	V_0	27.8	m/s
Cruise time[7]	Δt	1,500	s
Battery efficiency[6]	η_b	0.93	-
Motor efficiency[6]	η_m	0.95	-
Propeller efficiency[6]	η_p	0.85	-
Overall efficiency, Eq. (4)	η	0.75	-
Total weight[7]	W	3,528	N
Empty weight, Eq. (5)	W_e	1,338	N
Battery weight[6]	W_b	1,210	N
Payload weight[7]	W_p	980	N

Table 2. Specific energy and specific power for the battery of Ehang 184.

Model	Specific energy (kWh/kg)	Specific power (kW/kg)
Ehang 184	0.146	0.324

비에너지와 비동력(specific power)을 분석한 결과는 Table 2.에 제시되어 있다. Ehang 184가 리튬 이온 계열인 NMC(Nickel Manganese Cobalt Oxide) 배터리를 사용한다는 점을 고려하면[6], Fig. 1에서 NMC 전지의 비에너지 한계인 0.2 kWh/kg 이내의 설계 기준을 안전율(safety margin)까지 고려한 상태에서 대체로 만족시키는 범위 안에 존재한다. 그러나 비동력의 경우 일반적인 리튬 이온 배터리의 영역에 있다 할지라도, Fig. 3에서 HEV(hybrid electric vehicle)의 최고 수준인 1.5 kW/kg에는 1/5 정

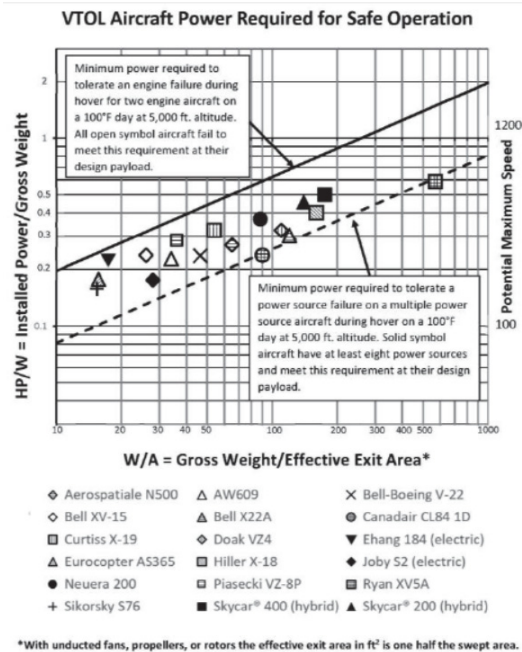


Fig. 5 Specific power vs. disk loading for various VTOL aircraft.

도로 낮다. 즉 Table 2.의 계산 결과는 Ehang 184가 정상적인 임무로 기동하는데 현재의 배터리 기술이 간신히 설계치를 만족시킴을 보여준다.

2.4 비상시 기동에 대한 해석 결과

앞의 2.2절에 제시한 해석 방법을 바탕으로, 참고문헌 [6]에서는 현존하는 다양한 상용 항공기의 임무 해석을 시행하였다: Fig. 5 참조. 그 결과, 대부분의 비행체들은 50% 정도 동력을 잃으면 비행을 할 수 없음을 알 수 있다. 그러나 여러 개의 로터 중 한 개만 고장을 일으킨다면 대부분 로터 동력이 이를 극복할 수 있는 것으로 나타난다.

Fig. 5의 데이터를 들여다보면, 비슷한 동력 수준의 비행체와 비교할 때 배터리 구동을 하는 Ehang 184의 원반 하중은 엔진 구동하는 상용 수직이착륙기들에 비하여 1/4에서 1/5 수준에 불과하다. 이는 에너지 효율 측면에서 매우 불리하다고 해석할 수 있다. 엔진과 전기 동력을

함께 사용하는 하이브리드(hybrid) 형의 비행체들은 훨씬 더 향상된 성능을 보여준다.

3. 결론

본 연구를 통하여 현재 통용되고 있는 전기 모터 구동 회전익 드론인 Ehang 184를 대상으로 배터리의 특성을 해석하고, 기존의 배터리 데이터와 비교하였다. 드론 추진 기술에서 배터리의 성능은 하나의 '병목(bottle neck)'으로 작용할 수 있다. 정격 조건에서 임무를 완수할 수 있도록 설계된 드론도 비행 안전성(safety) 측면에서 여분의 동력을 확보할 필요가 있다. 현재 기술의 동향을 볼 때, 완전한 전기구동 드론의 유인화는 아직도 요원해 보이지만, 가까운 시일 내에 기존 화석연료 기관 등과 하이브리드 방식으로 구동하는 식으로 대안 기술을 구성할 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 네트워크기반 유체기기 고효율화 고급트랙 인력양성사업(KETEP, 20174010201350) 및 우주핵심기술개발사업(NRF-2017M1A3A3A03 015448)의 지원을 받았습니다.

References

1. <http://www.vintagewings.ca/VintageNews/Stories/tabid/116/articleType/ArticleView/articleId/484/The-Mother-of-All-Drones.aspx>
2. Jeon, J., Kang, K.J., Kwon, H.J., Chang, S.M., Jeong, J.B., and Baek, J.G., "Development of the Connection Unit with a Gas Gun Installed in a Quadcopter-type Drone," Journal of Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 46, No. 9, 2018, pp. 774-781.

3. <https://batteryuniversity.com/learn/>
4. *Industrial Road Map on the Hydrogen Fuel Cell*, Small and Medium Business Administration, 2012.
5. https://www.u-tokyo.ac.jp/focus/en/features/f_00047.html
6. Moller, P.S. and Rabin, Z.J., "Critique of Battery Powered Flying Cars," 17ATC-0237, Moller International, 2017.
7. <http://www.ehang.com/ehang184/specs/>