

다양한 eVTOL 유형별 호버 효율, 회전판 하중 및 필요 배터리 비에너지 분석

Analyses of Hover Lift Efficiency, Disc Loading and Required Battery Specific Energy for Various eVTOL Types

김 동 희¹ · 장 한 용² · 황 호 연^{3*}

¹세종대학교 물리천문학과, 항공우주공학과

²세종대학교 항공우주공학과

^{3*}세종대학교 항공우주공학과, 지능형드론 융합전공학과

Dong-Hee Kim¹ · Han-Yong Jang² · Ho-Yon Hwang^{3*}

¹Department of Physics and Astronomy, and Department of Aerospace Engineering, Sejong University, Seoul, 05006, Korea

²Department of Aerospace Engineering, Sejong University, Seoul, 05006, Korea

^{3*}Department of Aerospace Engineering, and Department of Convergence Engineering for Intelligent Drone, Sejong University, Seoul, 05006, Korea

[요 약]

전 세계의 많은 대도시는 도시화에 따른 지상 및 지하 교통망이 포화되고 있다. 또한 지구온난화 방지를 위한 탄소배출 규제가 더욱 엄격해지고 있으며 이러한 문제의 해결책으로 복잡한 도심에서도 운행 가능한 eVTOL이 차세대 친환경 교통수단으로 각광 받고 있다. 본 연구에서는 eVTOL을 멀티콥터형, 양력+순항형, 추력편향형으로 분류하여 각 유형별 eVTOL들의 호버 효율과 회전판 하중을 계산하였으며 공력해석 프로그램인 OpenVSP, Fluent와 JavaProp을 이용하여 각국의 감항당국 및 우버사에서 발표한 보고서를 바탕으로 가까운 미래에 실현될 eVTOL의 원활한 운행에 필요한 배터리 비에너지를 계산하고 분석하였다.

[Abstract]

In many metropolitan cities around the world, ground and underground transportation networks are saturated due to urbanization. In addition, regulations on carbon emissions to prevent global warming are becoming stricter, and eVTOL, which will be operating in complex cities, is gaining popularity as the next generation of eco-friendly transportation. In this study, the hover lift efficiency and disc loading of eVTOLs for each type were calculated by classifying eVTOLs into following types: multicopter, lift+cruise, and vectored thrust. In addition, using the aerodynamic analysis programs OpenVSP, Fluent and Javaprop, the specific battery energy required for the smooth operation of eVTOL, which will be realized in the near future, was calculated and analyzed base on reports published by Uber and airworthiness authorities of each country.

Key word : Aircraft hovering, Aircraft power, Battery specific energy, eVTOL, UAM, Urban air mobility.

<https://doi.org/10.12673/jant.2021.25.3.203>



This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

Received 1 June; Revised 9 June 2021

Accepted (Publication) 25 June (30 June 2021)

*Corresponding Author: Ho-Yon Hwang

Tel: +82-2-3408-3773

E-mail: hyhwang@sejong.edu

I. 서론

전 세계 각국의 급격한 산업화에 따른 화석 연료 사용으로 탄소배출이 기하급수적으로 증가하여 지구온난화가 인류의 큰 문제로 다가오고 있다. 세계 각국은 이를 해결하기 위하여 전기차 장려와 함께 내연기관의 종말을 선언하는 등 여러 노력을 하고 있다[1]. 또한 현재 전 세계는 인구의 도시화가 가속화되는 중이며, 2050년에 이르러서는 지구 인구 98억 명 중 68%인 약 66.6억 명이 도시 지역에 거주할 것으로 예상된다[2]. 이에 따라 도심 지역의 지상, 지하 교통망은 포화 상태에 도달하여 수요를 감당하지 못할 것이고, 이러한 이유들로 최근 육상 교통수단이 아닌 새로운 3차원 교통수단인 eVTOL (electric vertical takeoff and landing)이 각광받고 있다.

1-1 eVTOL 개발 동향

UAM (urban air mobility) 시장은 최근 몇 년간 급격한 성장세를 보여 현재 전 세계적으로 100개가 넘는 UAM기업이 있으며(그림 1)[3], 개발되었거나 개발 예정인 UAM 프로젝트가 300개를 넘어섰다[4]. 이 중 95개의 프로젝트가 여객용 eVTOL 개발에 중점을 두고 있다(그림 2). 또한 UAM 시장의 선두주자가 되기 위하여 미연방항공청(FAA; federal aviation administration)은 14 CFR Part 23의 세부 규정 중 eVTOL에 관한 규정을 개정하고 [5], 유럽연합항공안전청(EASA; european aviation safety agency)은 SC-VTOL에 관한 규정을 제정하는 등[6] 각국의 감항당국들은 발 빠르게 움직이고 있다.

A: The Global Urban Air Mobility Radar
Distribution of the more than 100 projects, with example cities



그림 1. 글로벌 UAM 레이더[3]
Fig. 1. The global urban air mobility radar[3].

B: The Global Electric Propulsion Radar
Distribution of the 95 known electric UAM aircraft projects¹



그림 2. 글로벌 전기 추진 레이더[3]
Fig. 2. The global electric propulsion radar[3].

1-2 eVTOL 유형

eVTOL유형은 아직 규격화되지 않아 여러 방법으로 분류할 수 있다. 본 연구에서는 추력편향(vectored thrust)이 없고 수직이착륙과 순항에 쓰이는 추력기(thruster)가 분리되어 있는 양력 + 순항(lift + cruise) 방식과 고정익 없이 회전익으로 구성된 멀티콥터(multicopter) 방식, 틸트로터(tiltrotor), 틸트날개(tiltwing)로 구성된 추력편향 방식으로 분류하였다. 이 때 수직이착륙에만 쓰이는 추력기가 있더라도 추력편향을 하는 추력기가 있다면 추력편향 방식으로 분류하였다.

II. eVTOL 선정 및 제원

본 연구에서 분석할 eVTOL은 유인 여객용을 목적으로 하며, 이미 시제기가 나왔거나 어느 정도 청사진이 공개되어 MTOW (maximum take off weight)와 순항속도, 순항거리 등 분석에 필요한 최소한의 정보가 있는 기체로 선정하였다. 조건에 부합하는 eVTOL로 멀티콥터형 5개, 양력 + 순항형 4개, 추력편향형 6개 총 15개의 기체를 선정하여 표 1에 정리하였다. 여기서 EASA가 제정한 SC-VTOL-01 Issue 1에 따르면 소형급 VTOL 항공기의 MTOW는 3,175 kg이하이며 총 승객 좌석 수는 9석 이하여야 하는데[6], 표 1의 기체들은 이 조건을 모두 만족함을 확인할 수 있다.

표 1. 선정된 eVTOL 목록
Table 1. Selected eVTOL list.

Name	Company	Category	MTOW (kg)	Passengers
Ehang 184	Ehang	Multicopter	360[4]	1
Ehang 216	Ehang	Multicopter	650[7]	2
CityAirbus	Airbus	Multicopter	2,200[8]	5
Volocopter 2X	Volocopter	Multicopter	450[4]	2
Volocity	Volocopter	Multicopter	900[4]	2
Aurora	Boeing	Lift + Cruise	800[4]	2
TF-2A	Terrafugia	Lift + Cruise	1,200[4]	3
Cora	Wisk (Kitty Hawk)	Lift + Cruise	1,224[9]	2
ALIA	Beta Technologies	Lift + Cruise	2,722[10]	6
Vahana	Acubed Airbus	Vectored Thrust	815[4]	2
Nexus 4EX	Bell	Vectored Thrust	3,175[4]	5
S4	Joby	Vectored Thrust	2,177[4]	5
Lilium Jet	Lilium	Vectored Thrust	3,175[11]	7
S-A1	Hyundai	Vectored Thrust	3,125[4]	5
Maker	Archer	Vectored Thrust	1,508[12]	2

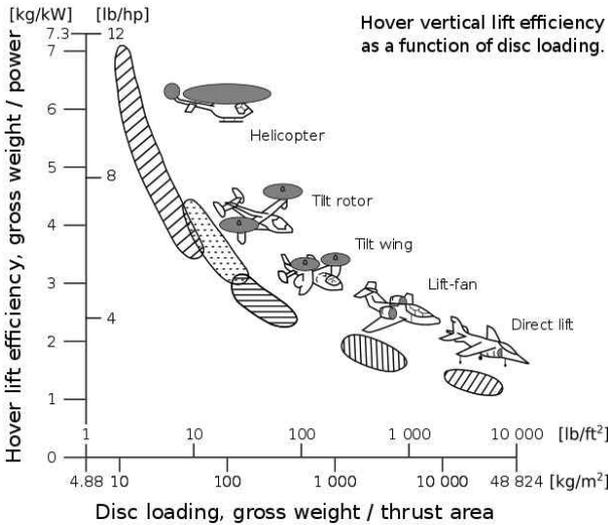


그림 3. VTOL 항공기들의 회전판 하중과 호버 효율간의 관계[13]
 Fig. 3. Correlation between disc loading and hover lift efficiency for various VTOL aircraft[13].

III. 호버 효율 및 회전판 하중 해석

회전판 하중(disc loading)은 전체 로터 디스크 면적에 대한 MTOW의 비율이다. 회전판 하중이 클수록 로터의 속도를 유지하는데 더 많은 전력이 필요하다. 일반적으로 회전판 하중과 호버 효율은 반비례 한다. 회전판 하중을 줄이기 위하여 프로펠러 직경을 키운다면 호버 효율은 좋아지겠지만 돌풍에 더 민감해지거나 블레이드 익단 속도 및 소음 제어에 제약이 생길 수 있으며 순항 속도에도 영향을 미칠 수 있다. 또한 우버(uber)사에서 발표한 에어택시 크기의 상한선인 FAA의 상용항공운송 목적의 헬리포트 TLOF (touchdown and lift off) 규격[14]을 벗어날 수도 있다. 일반적인 VTOL 항공기의 호버 효율과 회전판 하중 사이의 관계를 그림 3에 나타내었다.

3-1 호버링 파워

호버 효율은 호버링 파워를 이용하여 구할 수 있다. VTOL의 호버링 파워 계산은 크게 단일 오픈 로터인 경우와, 덕티드 팬이 부착된 경우, 동축 반전 오픈 로터인 경우로 나뉘며 다음과 같이 계산할 수 있다.

1) 단일 오픈 로터[15]

$$P_h = 0.5 \dot{m}_h w_h^2 \tag{1}$$

$$T_h = \dot{m}_h w_h = \dot{m}_h (2v_h) = 2\rho_h A_h v_h^2 = MTOW \cdot g \tag{2}$$

$$v_h = 0.5w_h \tag{3}$$

여기서 P_h 는 호버링 파워, \dot{m}_h 는 호버링 시 디스크를 통

하여 들어오는 공기의 질량유량, w_h 는 정상상태에 도달한 공기의 속도, v_h 는 디스크를 지나는 공기의 속도, T_h 는 호버링 시 추력, A_h 는 호버링 시 총 디스크 면적, ρ_h 는 호버링 시 대기밀도이다. 이 때 ρ_h 는 대기온도 288 K, 해수면을 기준으로 하였다.

식 (1), (2), (3)을 조합하여 P_h 를 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$P_h = 0.5 \dot{m}_h w_h^2 = T_h v_h = T_h \sqrt{\frac{T_h}{2\rho_h A_h}} \tag{4}$$

$$= \frac{T_h^{3/2}}{\sqrt{2\rho_h A_h}} = \frac{(MTOW \cdot g)^{3/2}}{\sqrt{2\rho_h A_h}}$$

2) 덕티드 팬

덕티드 팬의 경우 덕트에 의하여 호버링 시 유동 면적이 제한되며 w_h 와 v_h 가 같아진다. 따라서 덕티드 팬의 호버링 파워는 다음과 같이 구할 수 있다[11].

$$A_{h,duct} = A_{duct} \sigma_h \tag{5}$$

$$T_{h,duct} = \dot{m}_h v_h = \rho_h A_{h,duct} v_h^2 = MTOW \cdot g \tag{6}$$

$$P_{h,duct} = \frac{1}{2} \frac{T_{h,duct}^{3/2}}{\sqrt{\rho_h A_{h,duct}}} = \frac{1}{2} \frac{(MTOW \cdot g)^{3/2}}{\sqrt{\rho_h \sigma_h A_{duct}}} \tag{7}$$

여기서 $A_{h,duct}$ 는 호버링 시 총 디스크 면적, σ_h 는 호버링 시 노즐 출구비, A_{duct} 는 노즐 출구비가 1일 때의 총 디스크 면적이다. 가변노즐 덕트의 경우 호버링 시 디스크 면적을 넓히기 위하여 출구비가 1보다 커지고, 순항 시에는 1보다 작아진다[11].

3) 동축 반전 오픈 로터

동축 반전 오픈 로터의 호버링 파워는 다음과 같이 계산할 수 있다[16].

$$P_{h,coaxial} = k_{int} \frac{T_{h,coaxial}^{3/2}}{2\sqrt{\rho_h A_h}} \tag{8}$$

여기서 k_{int} 는 유도 동력 계수이다.

k_{int} 를 계산하는 방법은 여러 방법이 있지만, 본 연구에서는 분리된 두 로터와 토크 균형에 필요한 추력을 고려하여 k_{int} 를 1.266으로 가정하였다[16].

3-2 호버 효율 및 회전판 하중

실제 호버링 파워를 구하기 위해서는 식 (4),(7),(8)에 호버링 총 효율 η_{htot} 를 곱해주어야 한다. 이 때 오픈 로터의 경우 η_{htot} 는 다음과 같다.

$$\eta_{htot} = \eta_F \times \eta_M \times \eta_{PE} \times \eta_B \tag{9}$$

여기서 η_F 는 팬 효율, η_M 은 모터 효율, η_{PE} 는 파워일렉트 로닉스 효율, η_B 는 배터리 효율이다.

덕티드 팬의 경우 η_{htot} 는 다음과 같다.

$$\eta_{htot} = \eta_F \times \eta_M \times \eta_{PE} \times \eta_B \times \eta_D \tag{10}$$

여기서 η_D 는 덕트 효율이다.

η_F 의 경우 임무 수행 상태에 따라 0.7~0.9의 값을 갖 으며 η_M 는 0.9~0.95, η_{PE} 는 0.95~0.98, η_B 는 0.8~0.98, η_D 는 0.92~0.96의 값을 갖는다. 이 때 η_F 는 호버링 시 순항 상태와 비교하여 다소 낮은 효율을 보이며 마찬가지로 호버링 시 고풍력이 필요하므로 η_M , η_{PE} , η_B 도 낮은 효 율을 보인다. 하지만 정지추력 보상이 있어 호버링에 유 리한 덕티드 팬의 경우 η_D 는 호버링 시 가장 높은 효 율을 보인다[11][17].

식 (4), (7), (8), (9), (10)을 이용하여 표 1의 eVTOL들 의 호버링 파워 및 호버 효율, 회전판 하중을 계산하여 표 2에 나타내었다. 또한 호버 효율 및 회전판 하중을 그 림 4에 나타내었다. 이 때 덕티드 팬이 있는 경우 기체가 름 밑에 표기를 하여 구분하였다. 추력편향형 eVTOL의 경우 추력편향 방식을 틸트 로터와 틸트 윙으로 구분하 였으며 수직이착륙에만 쓰이는 로터가 있을 경우도 구분 하였다.

표 2. eVTOL 호버링 파워 및 호버 효율, 회전판 하중
Table 2. eVTOL hovering power, efficiency and disc loading.

Name	Hovering power (kW)	Hover lift efficiency (kg/kW)	Disc loading (kg/m ²)
Ehang 184	56.88	6.33	45.47
Ehang 216	97.58	6.66	41.05
CityAirbus	433.42	5.08	85.11
Volocopter 2X	35.72	12.60	9.95
Volocity	78.87	11.41	12.13
Aurora	129.21	6.19	46.64
TF-2A	224.30	5.35	62.46
Cora	274.92	4.45	90.19
ALIA	531.20	5.12	60.13
Vahana	147.67	5.52	58.69
Nexus 4EX	875.51	3.63	166.74
S4	387.40	5.62	56.61
Lilium Jet	2576.07	1.23	1189.38
S-A1	563.85	5.54	49.79
Maker	285.61	5.28	64.13

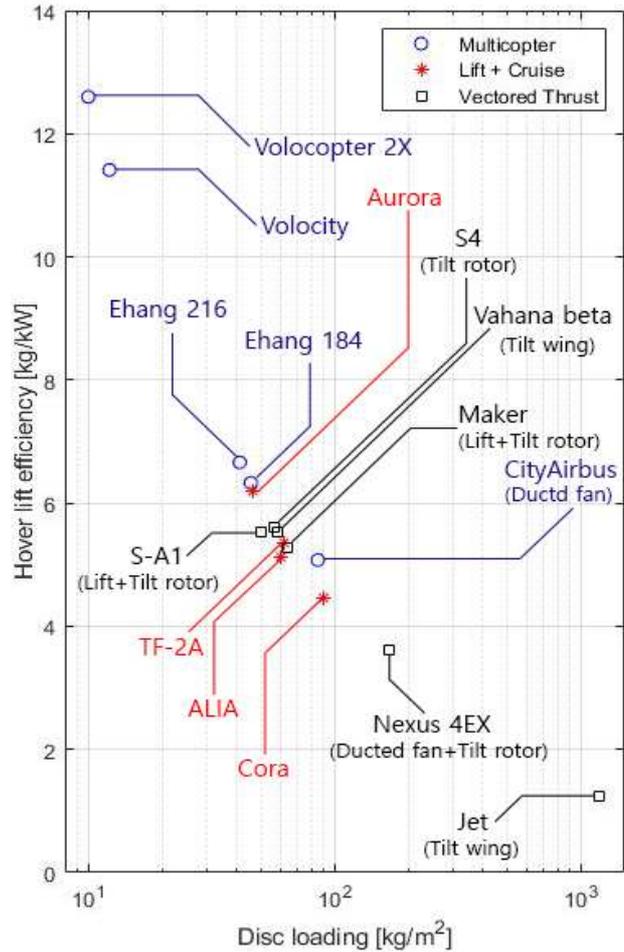


그림 4. eVTOL의 회전판 하중과 호버 효율간의 관계
Fig. 4. Correlation between disc loading and hover lift efficiency for various eVTOL.

IV. 기체별 필요 배터리 비에너지

표 1의 eVTOL들은 MTOW와 순항거리에 따라 보통 배터리 중량이 MTOW의 약 25% ~ 40% 정도를 차지한 다. 하지만 Beta Technologies사의 ALIA 같이 순항거리가 수 백 km인 경우 배터리 중량이 MTOW의 약 50%를 차 지하기도 한다[18]. 그러나 실제 운행 시 차단전압, 충전 효율 및 안정성 등의 이유로 배터리 충전량(SoC; state of charge)을 모두 사용할 수 없는데, 이에 대하여 우버 사 에서 제시한 기준을 그림 5에 나타내었다.

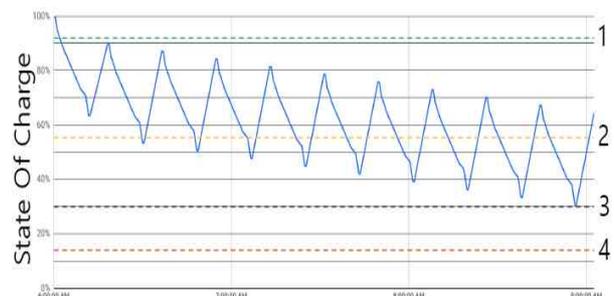


그림 5. Uber 사의 운행 기준별 배터리 충전량[19]
Fig. 5. Uber's SoC conditions by operation criteria[19].

그림 5에서 첫 번째 위의 점선은 배터리 급속 충전 상한선(battery rapid charge ceiling)으로 약 92% 지점이며 이 지점 위부터 완속 충전이 된다. 두 번째 점선은 이륙 가능 최저 배터리 충전상태(minimum state of charge for dispatch) 선으로 약 56% 지점이며 이 수치 밑일 경우 이륙이 금지된다. 세 번째 점선은 일반적인 운행에서 반드시 남겨야 할 최소 배터리 충전량의 하한(minimum reserve state of charge)선으로 약 30% 지점이다. 이 때 불시착(balked landing)같은 비상 조건에서는 마지막 점선까지 사용 가능하다. 마지막 점선은 배터리 바닥(battery floor)선으로 약 14% 지점이며 비상 조건을 포함하여 어떤 조건에서라도 배터리 충전량이 이 밑으로 내려가는 것을 금지한다. 배터리 충전량이 이 지점 밑으로 내려갈 시 차단전압(cut-off voltage)이 걸려 전력 공급이 중단되어 기체 전기추진이 불가능할 수 있다[19].

배터리의 주기수명(cycle life)은 통상 초기 대비 충전량이 80%까지 떨어지는 시점까지의 충/방전 횟수인데, 이는 배터리를 완충했을 때 충전량이 초기 충전량의 80% 미만으로 떨어진다면 배터리를 교체해야 함을 의미한다[20]. 본 연구에서는 최소로 남겨둬야 할 충전량의 하한선이며 주기수명이 끝나는 구간인 30%~80% SoC를 사용 가능 배터리 충전량으로 설정하고 수직이착륙 및 천이, 항공전자기기에 쓰이는 배터리 충전량을 10%로 가정하여 순항에 쓰이는 총 배터리 충전량을 40%로 설정하였다.

순항거리에 따른 배터리 비에너지에 관한 식은 다음과 같이 구할 수 있다[21].

$$R = v_{\infty} t \tag{11}$$

$$t = \frac{m_{batt} E^*}{P_{batt}} \tag{12}$$

$$P_{aircraft} = \eta_{cruise} P_{batt} \tag{13}$$

여기서 R 은 순항거리, v_{∞} 는 순항속도, t 는 순항시간, m_{batt} 는 순항에 쓰이는 배터리 중량, E^* 는 배터리 비에너지, P_{batt} 는 순항 시 배터리 전력, $P_{aircraft}$ 는 순항 시 항공기에 요구되는 파워, η_{cruise} 는 순항 시 항공기 총 효율이다.

또한 $P_{aircraft}$ 는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$P_{aircraft} = D_{aircraft} v_{\infty} = \frac{MTOW \cdot g}{L/D} v_{\infty} \tag{14}$$

여기서 $D_{aircraft}$ 는 순항 시 항공기 항력, L/D 는 양항비, g 는 중력가속도이다.

식 (13)과 식 (14)를 P_{batt} 에 대한 식으로 나타내면 다음과 같다.

$$P_{batt} = \frac{P_{aircraft}}{\eta_{cruise}} = \frac{MTOW \cdot g}{(L/D)\eta_{cruise}} v_{\infty} \tag{15}$$

식 (11)과 식 (12), 식 (15)를 연립하여 E^* 에 대한 식으로 나타내면 다음과 같다.

$$E^* = \frac{R}{m_{batt}} \frac{MTOW \cdot g}{(L/D)\eta_{cruise}} \tag{16}$$

위의 식들을 사용하여 계산한 eVTOL들의 항속거리와 순항속도를 표 3에 나타내었다. 또한 표 3의 순항거리와 식 (16) 및 OpenVSP (그림 6)[22]를 이용하여 계산한 기체별 필요 배터리팩 비에너지, 배터리팩 중량을 표 4에 나타내었으며, 기체별 순항거리에 따른 비에너지를 그림 7에 나타내었다. 이 때 배터리팩 중량이 확인되지 않는 기체의 경우 비슷한 항속거리와 MTOW를 갖는 기체들과 비교하여 설정하였다.

표 3. eVTOL 항속거리 및 순항속도[4]
Table 3. eVTOL range and cruise speed [4].

Name	Range (km)	Cruise Speed (km/h)
Ehang 184	31	100
Ehang 216	35	100
CityAirbus	30	120
Volocopter 2X	27	70
Volocity	35	90
Aurora	80	180
TF-2A	100	180
Cora	100	180
ALIA	400	200
Vahana	100	230
Nexus 4EX	100	240
S4	241	322
Lilium Jet	250	300
S-A1	100	240
Maker	100	240

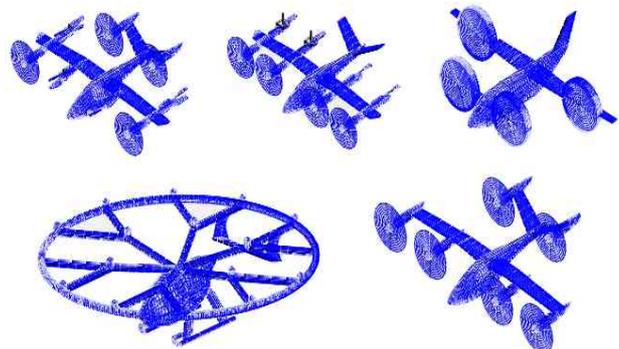


그림 6. OpenVSP로 구현한 eVTOL 형상
Fig. 6. eVTOL configuration using OpenVSP.

표 4. eVTOL 배터리팩 중량 및 비에너지
Table 4. eVTOL battery pack weight and specific energy.

Name	Battery Pack Weight (kg)	Battery Pack Specific Energy (Wh/kg)
Ehang 184	123 [23]	275
Ehang 216	222 [17]	282
CityAirbus	500[24]	440
Volocopter 2X	153 (assumed)	267
Volocity	306 (assumed)	260
Aurora	264 (assumed)	263
TF-2A	396 (assumed)	230
Cora	400 [9]	222
ALIA	1,360 [10]	421
Vahana	272 [25]	247
Nexus 4EX	1,048 (assumed)	295
S4	851 [26]	348
Lilium Jet	953 [11]	464
S-A1	875 (assumed)	274
Maker	400 [12]	284

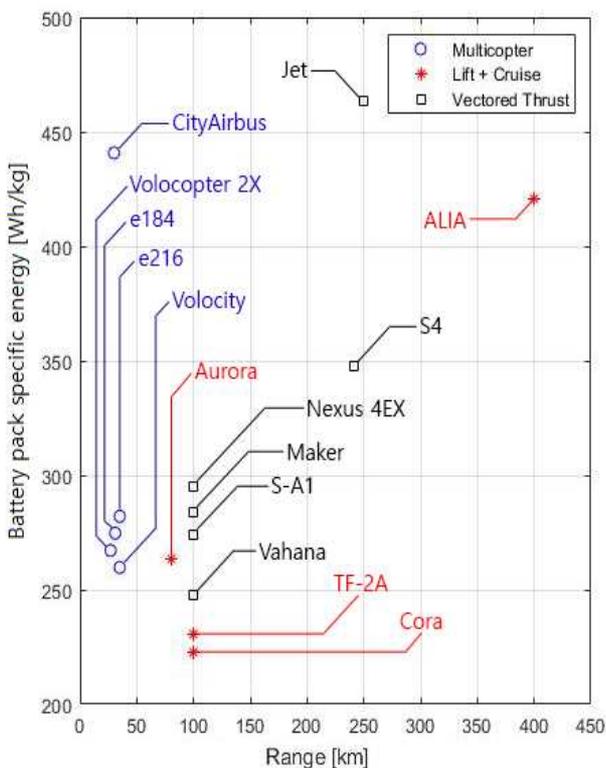


그림 7. eVTOL의 순항거리 대비 필요 배터리팩 비에너지
Fig. 7. eVTOL's required battery pack specific energy compared to range.

그림 7에서 볼 수 있듯이 CityAirbus를 제외한 순항거리가 100 km 이하인 eVTOL의 경우 배터리팩의 비에너지가 약 250 Wh/kg~300 Wh/kg정도가 되면 원활한 운행이 가능함을 확인할 수 있다. 하지만 CityAirbus의 경우 약 440 Wh/kg이 필요함을 확인할 수 있는데, 이는 다른

멀티콥터형 기체들과 비교하여 배터리팩의 중량이 MTOW대비 약 12% 가량 적기 때문에 판단된다. 마찬가지로 Lilium Jet와 Joby S4의 경우 두 기체 모두 순항거리가 약 250 km지만 Lilium Jet가 Joby S4에 비하여 배터리팩의 중량이 MTOW 대비 약 9% 가량 가벼워 비교적 높은 비에너지가 필요함을 알 수 있다.

또한 그림 7에서 CityAirbus을 포함하여 Lilium Jet, ALIA는 필요 배터리팩 비에너지가 400 Wh/kg보다 높은 것을 확인할 수 있는데, eVTOL에 쓰이는 배터리는 셀-모듈-팩의 형식으로 구성되므로 이는 배터리셀의 비에너지가 400 Wh/kg보다 다소 높아야 함을 의미한다. 리튬-이온 배터리셀(그림 8) 및 차세대 배터리셀의 비에너지(그림 9) 발전 동향을 보면 배터리팩의 비에너지가 400 Wh/kg를 넘기 위해선 아직 오랜 시간이 필요함을 알 수 있다. 따라서 Lilium Jet와 ALIA, CityAirbus의 경우 다른 기체들보다 항속거리가 제한적일 것으로 예상된다.

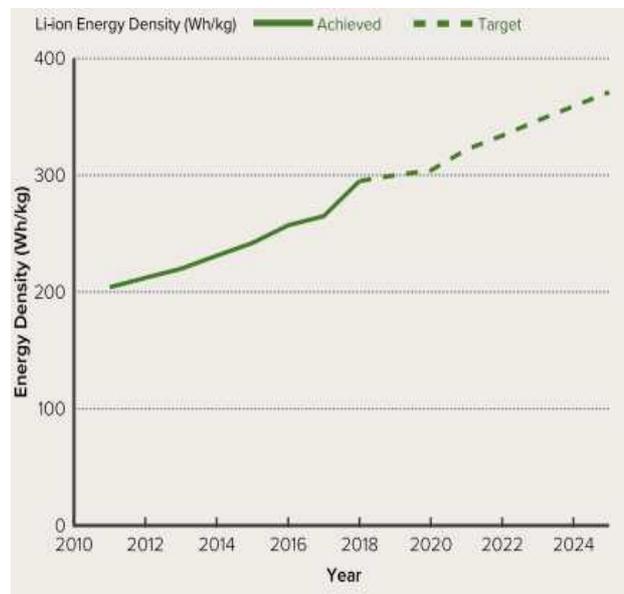


그림 8. 리튬-이온 배터리셀의 비에너지 발전 동향[27]
Fig. 8. Specific energy progress trend of lithium-ion battery cell[27].

2) PERFORMANCE: Energy Density Development Roadmap



그림 9. 차세대 배터리셀의 비에너지 발전 동향[28]
Fig. 9. Specific energy progress trend of next generation battery cell[28].

V. 결 론

본 연구에서는 시제기가 나왔거나 어느 정도 청사진 및 성능이 공개된 eVTOL 중 유인여객용 기체를 선별하여 멀티콥터형, 양력+순항형, 추력편향형으로 구분한 뒤 회전판 하중과 호버 효율을 계산하였다. 계산 결과 호버 효율이 높을수록 회전판 하중은 낮아지는 경향을 보였다. 이 때 멀티콥터형의 평균적인 회전판 하중은 다른 형식의 eVTOL 대비 가장 낮았으며 호버 효율은 가장 높았다. 특히 MTOW대비 디스크 면적이 넓은 Volocopter 2X와 Velocity가 Ehang 184, Ehang 216에 비하여 낮은 회전판 하중과 높은 호버 효율을 보여주었다. 양력+순항형과 추력편향형의 경우 대부분의 기체가 회전판 하중은 $40 \text{ kg/m}^2 \sim 90 \text{ kg/m}^2$, 호버 효율은 $4 \text{ kg/kW} \sim 7 \text{ kg/kW}$ 사이의 값을 보였다. Lilium Jet의 경우 MTOW 대비 디스크 면적이 좁아 선정된 기체들 중 가장 큰 회전판 하중과 가장 낮은 호버 효율을 보여주었다. 그러나 Lilium Jet는 분산전기추진(DEP; distributed Electric Propulsion) 기술을 사용하므로 순항 시 공력특성이 크게 좋아지는 장점이 있다[11].

또한 우버 사에서 발표한 자료를 이용하여 원활한 운행에 필요한 배터리팩의 비에너지를 계산하였다. 계산 결과 순항거리가 100 km이하인 경우 필요한 배터리팩의 비에너지가 대부분 $200 \text{ Wh/kg} \sim 300 \text{ Wh/kg}$ 이었다. 하지만 CityAirbus와 Jet의 경우 상당히 높은 비에너지를 필요로 하는데, 이는 비슷한 항속거리를 갖는 기체들과 비교하여 MTOW대비 배터리팩의 중량 비중이 작기 때문으로 판단된다.

세계 100대 공항 중 각 공항에서 도심까지의 직선거리가 27 km 이하인 경우는 77%, 35 km 이하인 경우는 91%인 것으로 나타났다. 만약 순항거리가 80 km~100 km인 기체들이 공항-도심간 운행을 목표로 하여 순항거리를 40 km정도로 줄인다면 필요 배터리팩의 비에너지가 $100 \text{ Wh/kg} \sim 140 \text{ Wh/kg}$ 정도로 줄어 좀더 빠른 상용화가 가능할 것으로 예상된다.

추후 연구에서는 본 연구에서 분석한 결과를 토대로 새로운 형상의 고정익 eVTOL의 개념설계를 수행할 예정이다. 현재의 배터리 기술로 실현 가능한 임무형상을 정할 것이며 세계 100대 공항을 기준으로 공항-도심 간을 오가는 것을 목표로 할 예정이다.

Acknowledgments

본 연구는 국토교통부/국토교통과학기술진흥원과 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단의 지원으로 수행되었음(과제번호 21CTAP-C157731-02, 2019R1F1A1042533)

References

- [1] Forbes, The end of internal combustion engine cars, [Internet]. Available: <https://www.forbes.com/sites/peterlyon/2020/09/27/will-the-internal-combustion-engine-really-take-a-back-seat-to-evs/?sh=7cbd08d653d5>
- [2] Volocopter, Volocopter white paper 2.0, [Internet]. Available: https://www.volocopter.com/content/uploads/20210324_Volocopter_WhitePaper_Roadmap_to_scalable_UAM.pdf
- [3] Roland Berger, roland berger urban air mobility 1, [Internet]. Available: https://www.rolandberger.com/publications/publication_pdf/roland_berger_urban_air_mobility_1.pdf
- [4] eVTOL News, eVTOL Aircraft Directory, [Internet]. Available: <https://evtol.news/aircraft>
- [5] FAA, Type certification for UAM – Back to the future, [Internet]. Available: https://www.faa.gov/uas/resources/events_calendar/archive/2019_uas_symposium/media/Type_Certification_for_UAS-Back_to_the_Future.pdf
- [6] EASA, Special Condition for small-category VTOL aircraft, [Internet]. Available: <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/SC-VTOL-01.pdf>
- [7] Ehang, ehang 216, [Internet]. Available: <https://www.ehang.com/uam/>
- [8] wikipedia, cityairbus [Internet]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/Airbus_CityAirbus
- [9] A. Bacchini, “Electric VTOL Configurations Comparison,” *Aerospace*, Vol. 6, No. 3, pp. 26, 2019.
- [10] Beta, ALIA, [Internet]. Available: <https://www.beta.team/>
- [11] Lilium, Architectural performance assessment of an electric vertical take-off and landing (e-VTOL) aircraft based on a ducted vectored thrust concept, [Internet]. Available: https://lilium.com/files/redaktion/refresh_feb2021/investors/Lilium_7-Seater_Paper.pdf
- [12] Archer, archer maker, [Internet]. Available: <https://www.archer.com/>
- [13] Wikipedia, disk loading, [Internet]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/Disk_loading
- [14] Uber, uber white paper, [Internet]. Available: <https://www.uber.com/elevate.pdf>
- [15] R. W. Prouty, *Helicopter Performance, Stability and Control*, malabar, FL: Krieger publishing company, 2002.
- [16] J. Gordon Leishman, *Principles of Helicopter Aerodynamics*, 2nd ed, New York, NY: Cambridge university press, 2006.
- [17] Freedom Motors, Performance Evaluation of Select Personal Air Vehicles, [Internet]. Available: <https://freedom-motors.com/brochures/Performance%20Evaluation%20of%20Select%20Air%20Vehicles%20June%202020%20v7.pdf>

- [18] eVTOL News, Beta ALIA, [Internet]. Available: <https://evtol.news/news/us-air-force-primed-the-evtol-industry>
- [19] Uber, UberAir Vehicle Requirements and Missions, [Internet]. Available: <https://s3.amazonaws.com/uber-static/elevate/Summary+Mission+and+Requirements.pdf>
- [20] Fran Hoffart, "Proper care extends li-ion battery life," *Power Electronics Technology*, Vol. 34, No. 4, pp. 24-28, 2008.
- [21] M. Hepperle, "Electronic flight – potential and limitations," in *AVT-209 Workshop in Energy Efficient Technologies and Concepts Operation*, Lisbon: Portugal, pp. 9-14, March, 2012.
- [22] OpenVSP, [Internet]. Available: <http://openvsp.org/>.
- [23] Moller International, critique of battery powered flying cars, [Internet]. Available: <https://moller.com/brochures/Critique-of-Battery-Powered-Flying-Cars.pdf>
- [24] Vertical, CityAirbus, [Internet]. Available: <https://verticalmag.com/news/cityairbus-evtol-urban-air-mobility-program-presses-ahead/>
- [25] Aviation Today, Airbus' Vahana, [Internet]. Available: <https://www.aviationtoday.com/2019/10/16/airbus-vahana-demonstrator-complete-flight-test-campaign-year/>
- [26] Forbes, Has Joby Cracked The Power Problem To Make Electric Air Taxis Work?, [Internet]. Available: <https://www.forbes.com/sites/jeremybogaisky/2020/11/23/joby-batteries-electric-aviation/?sh=67871f3d76a7>
- [27] RMI, Breakthrough batteries, [Internet]. Available: https://rmi.org/wp-content/uploads/2019/10/rmi_breakthrough_batteries.pdf
- [28] PushEVs, Battery cells with hugest energy density in China, [Internet]. Available: <https://pushevs.com/2020/06/10/battery-cells-with-highest-energy-density-in-china/>



김 동 희 (Dong-Hee Kim)

2015년 3월 ~ 현재 : 세종대학교 물리천문학과, 항공우주공학과 학사과정

※ 관심분야 : Urban Air Mobility, eVTOL Design, PAV Design, Aircraft Design



장 한 용 (Han-Yong Jang)

2015년 3월 ~ 현재 : 세종대학교 항공우주공학과 학사과정

※ 관심분야 : Urban Air Mobility, eVTOL Design, PAV Design, Aircraft Design



황 호 연 (Ho-Yon Hwang)

1993년 5월 : 미국 Georgia Institute of Technology 항공우주공학과 (공학박사)

1994년~1997년: 삼성항공우주산업 선임연구원

1997년~2000년: 울산대학교 항공우주공학과 조교수

2000년~ 현재 : 세종대학교 항공우주공학과 교수, 지능형드론 융합전공학과 교수

2012년~2017년 : 세종대 부설 항공산업연구소 소장

※ 관심분야 : Urban Air Mobility, eVTOL Design, PAV Design, Solar Aircraft Design, Assessment of Environmental Impacts from Aviation