

Original Article

<https://doi.org/10.12985/ksaa.2021.29.3.052>
ISSN 1225-9705(print) ISSN 2466-1791(online)

도심항공 모빌리티(UAM)를 위한 틸트 덕티드 팬 형 eVTOL의 초기 사이징

이상곤*, 고보성*, 안성호*, 황호연**

Initial Sizing of a Tilt Ducted Fan Type eVTOL for Urban Air Mobility

Sang Gon Lee*, Bo Sung Ko*, Seong Ho Ahn*, Ho Yon Hwang**

ABSTRACT

A large amount of time and cost is consumed due to congestions caused by an increasing number of cars which results in a lot of emissions. To overcome these problems, a new electric vertical takeoff and landing (eVTOL) aircraft is being considered. Since vertical take off and landing without a separate runway is realized and electricity is used as a power source, it could solve the saturated ground traffic congestions without emissions. In this paper, the initial sizing was performed based on the Nexus 6HX of Belltextron which is a tilt-ducted fan type. In this study, the electric propulsion system that only uses battery was implemented instead of current Nexus 6HX hybrid electric propulsion. Aerodynamic analyses were performed using OpenVSP and XFLR5. Power-to-weight ratio, wing loading, estimated weight were calculated with these analyses.

Key Words : Urban Air Mobility(도심항공교통), eVTOL(전기수직이착륙), Tilt-ducted Fan(틸트덕티드팬), Conceptual Design(개념설계), Initial Sizing(초기사이징)

1. 서 론

전 세계적으로 늘어나는 자동차로 인해 지상 교통망이 포화되고 있어 이를 해결할 신규 교통망 확충에 막대한 비용이 소요되고 있다. 교통 체증 문제를 해결하기 위해 하이퍼 루프, 개인 항공기(PAV; personal air vehicle), 자율 주행차 등 기존에 없던 새로운 교통 플랫폼들이 등장하고 있다. 2000년대 초에는 PAV의 가

장 큰 시장인 도심 항공 모빌리티(UAM; urban air mobility)의 구현을 위한 기술의 발전이 순조롭지 못하였으나, 2010년대 들어 촬영/취미용 드론의 열풍으로 사람들의 인식이 높아짐과 동시에 높은 개발 열풍으로 미래실현 가능한 전기추진수직이착륙(eVTOL; electric vertical takeoff and landing)의 개발과 서비스에 더욱 박차를 가하고 있다.

eVTOL은 다양한 산업군에서 관심을 가지고 있고, 새로운 기술의 발전을 불러오고 있다[1]. 기존 대기업들 역시 다양한 벤처사업 시장에 뛰어들고 있고[2], 현재 알려진 eVTOL개발 모델은 2019.12(삼정 KPMG) 기준 130개가 넘었고 기존 항공기 제작사(Boeing, Airbus 등), 자동차 업체(Hyundai, Audi 등), 스타트업(Volo-

Received: 05. Jul. 2021, Revised: 24. Sep. 2021,

Accepted: 28. Sep. 2021

* 세종대학교 항공우주공학과

** 세종대학교 항공우주공학과, 지능형드론 융합전공학과 교수
연락처자 E-mail : hyhwang@sejong.edu
연락처자 주소 : 서울시 광진구 능동로 209

copter, Lilium, Ehang 등)뿐만 아니라 IT 업체(Intel, Google)까지 개발에 동참하거나 투자 중이다. 이와 더불어 현재 전 세계 각국이 큰 관심을 가지고 있는 환경 문제를 고려할 때, 기존의 화석연료를 사용하는 교통수단과 달리 전기 동력을 이용하는 eVTOL은 이 문제를 해결해준다는 장점을 가지고 있다. 해외의 eVTOL 개발 사례로는 저속형 멀티콥터로 (중) Ehang, (독) Volocopter, (유) City Airbus가 있다. 고속형의 경우는 Fig. 1에 나타난 (유) Vahana(Airbus) 외에도 (미) Nexus(Bell), (미) Boeing Aurora, (미) Cora, (유) Lilium Jet, (브) Embraer-X 등이 있다. 국내 eVTOL 개발 현황은 2020년 5월 정부, 산업계, 연구소 등 관계 부처에서 한국형 도심항공교통(K-UAM) 로드맵을 마련하고, Table 1의 설계 및 운용 요구조건을 제시하였다. 대표적인 eVTOL로는 Fig. 2의 현대자동차사의 S-A1 모델이 있다. 현대자동차는 CES 2020에서 5인승급 eVTOL 및 미래 모빌리티 비전과 Uber와의 협업을 발표하였고, UAM 상용화 시장을 선점하기 위해 UAM사



Fig. 1. Airbus Vahana [3]

Table 1. K-UAM roadmap eVTOL specifications [4]

Seats	4~5	
Total weight	3,000 kg	
Cycle / battery performance	2,000 cycle, 400 Wh/kg	
Power required	Vertical takeoff and landing for 1minute	500 kW
	240 km/h flying forward	71 kW
	320 km/h flying forward	120 kW
Operating hours per week	40 hours	
Electricity cost	0.12 \$/kWh	



Fig. 2. Hyundai Motors S-A1 [5]

업을 만들어 적극적인 투자와 개발을 진행하고 있다. 그 외에도 한화 시스템은 Overair사를 인수하여 공동개발을 통해 4개의 로터가 틸팅되는 기체를 개발 중에 있고[3], 한국항공우주원 주관으로 기술시범인증기인 OPNAV가 개발되고 있다.

전통적인 항공기 사이징 방법에 의한 항공기 사이징의 목적은 최적 항공기 설계를 위해 개념설계 단계에서 두 가지 주요 설계변수를 결정하는 것이며, 날개 면적에 의해 결정되는 기하학적 크기와 엔진 추력에 의해 결정되는 추진력의 크기이다. 즉, 항공기 사이징은 요구추력과 사용 가능한 추력 사이의 균형과 요구연료와 사용가능 연료 사이의 균형 설정에 의해 결정된다. 본 연구에서는 도심항공 모빌리티를 위한 틸트덕티드 팬 형 eVTOL의 초기 사이징을 수행하였다.

II. eVTOL 형상

2.1 벨 텍스트론 6HX

본 연구에서는 벨 텍스트론(Bell Textron)사의 Nexus 6HX를 기본 참조 모델로 연구를 진행하였다. Nexus 6HX에는 현재 하이브리드 전기(hybrid-electric) 추진 방식이 적용되어 있다. 하지만 벨사 발표에 의하면 추후에 좀 더 높은 에너지 밀도의 배터리가 상용화되면 Nexus 6HX의 하이브리드 전기 추진방식을 완전전기 추진(all electric propulsion)으로 변경할 예정이다. 벨텍스트론 사의 자료에 따르면 해당 제품이 공개될 예정 시기는 2020년도대의 중반이라고 발표하였다. 따라서 본 연구에서는 2020년대 중반에는 배터리의 성능 향상이 이루어져 하이브리드 방식이 아닌 배터리만 사용하는 완전전기추진 형태로 설계가 되는 것으로 가정하고 연구를 진행하였다.

2.2 벨 텍스트론 6HX 형상

벨 텍스트론 6HX 삼면도와 OpenVSP에서 구현한 삼

면도를 Fig. 3과 Fig. 4에 각각 나타내었다.

2.3 Bell Nexus 6HX 제원

초기 사이징을 위한 벨 Nexus 6HX 제원과 CONOPS를 각각 Table 2와 Fig. 5에 나타내었다[6].



Fig 3. Bell Nexus 6HX configuration [6]

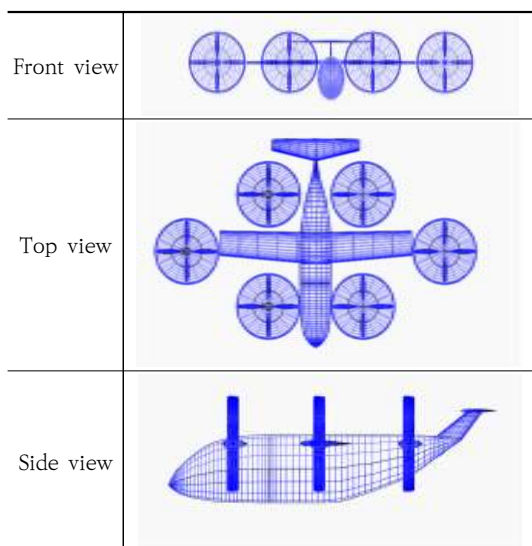


Fig 4. Configuration created by using OpenVSP

Table 2. Specification of Bell Nexus 6HX [6]

Category	SI units	Imperial units
Main wing area	7.62 m ²	82.01ft ²
Main wing aspect ratio	5.126	
Main wing span	6.25 m	20.50 ft
Overall length	12.2 m	40 ft
Overall width	12.2 m	40 ft
Height	2.057 m	6.74 ft
Vertical tail-wing area	0.49 m ²	5.3 ft ²
Total weight	2,720 kg	6,000 lb
Cruise speed	230 km/h	142.9 mph
Range	97 km	318.24 ft
Cruise altitude	300~600 m	1,000~2,000 ft
Crew/payload	560 kg	1,235 lb
Horizontal stabilizer area	2.02 m ²	21.74 ft ²
Horizontal stabilizer aspect ratio	3.725	
Horizontal stabilizer span	2.743 m	9 ft

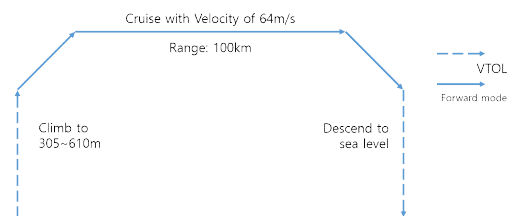


Fig. 5. CONOPS of Bell Nexus 6HX

III. 초기 사이징(Initial Sizing)

항공기 초기 사이징(initial sizing) 과정에서 가장 중요한 설계변수는 추력 대 중량비(P/W)와 익면하중(W/S)이다. 잘못된 예측은 성능에 대한 불만족 및 비용 증가를 야기한다. 추력 대 중량비(P/W)와 익면하중(W/S)은 요구추력과 날개면적 등과 같은 설계값과 직결되므로 초기 사이징 단계에서 정확한 예측 값을 도출하여야

한다[7].

3.1 초기 설계 이륙 총 중량

초기 설계 이륙 총 중량 예측 시 간략하게 항공기의 초기 사이징을 수행하는 것이 바람직하다. 설계 이륙 총 중량 (W_0)은 일반적으로 아래와 같은 항목으로 구성된다.

$$W_{TO} = W_{crew} + W_{payload} + W_{fuel} + W_{empty} \quad (1)$$

여기서 W_{TO} 는 설계이륙 총중량, W_{crew} 는 조종사 무게, $W_{payload}$ 는 승객을 포함한 유상하중(payload), W_{fuel} 는 연료의 무게, W_{empty} 는 공허중량을 나타낸다.

전기로 구동하는 eVTOL의 경우 총 중량식은 연료 무게 대신 배터리 무게로 대체하고, 배터리 무게도 공허중량에 포함시키면 아래와 같이 표현할 수 있다.

$$W_{TO} = W_{crew} + W_{payload} + W_{empty} \quad (2)$$

향후 몇 년간 자율주행으로 eVTOL을 운행하는 것은 기술적 어려움이 예상되므로 조종사 무게를 아래와 같이 설정한다.

$$W_{crew} = 80kg \quad (3)$$

본 연구에서 eVTOL은 조종사 포함 5인승을 목표로 하므로 조종사 1인을 제외하면 4명의 승객이 탑승 가능하다. 상용항공운송(CAT) 항공기 설계 시 짐을 포함한 승객 당 중량을 120 kg으로 규정하므로 eVTOL의 총 4인의 승객과 짐의 무게인 유상하중은 다음과 같다.

$$W_{payload} = 480kg \quad (4)$$

다양한 eVTOL 모델들의 공허중량과 총 중량을 Table 3에 나타내었고, 배터리를 포함한 공허중량은 대략 총 중량의 68~85% 값을 가진다는 것을 알 수 있다. 본 연구에서 다루는 모델은 조비사 Joby S4와 같이 틸트 되는 형식으로 W_{empty}/W_{TO} 를 참고하여 배터리를 포함한 공허중량을 요구 총 중량의 79%로 설정하면 다음과 같다[8][9].

$$W_{empty} = 2,140kg \quad (5)$$

Table 3. Empty weight and takeoff weight for various eVTOLs [8][9][10]

	W_{empty}	W_{TO}	$\frac{W_{empty}}{W_{TO}}$	Seats
UAM				
Joby Joby S4	1,723kg	2,177kg	79%	5
Cityha wk	1,170kg	1,930kg	60%	4
PAV				
Vahana	692kg	815kg	85%	1

W_{empty} , W_{crew} 와 $W_{payload}$ 를 합한 W_{TO} 는 약 2,709kg 이고, 이는 처음 주어진 Nexus 6HX 제원 2,720kg과 약 0.4% 오차를 갖고 있음을 알 수 있다.

3.2 익면하중

익면하중(wing loading)은 eVTOL의 총중량을 날개 면적으로 나눈 값이다. 익면하중의 값은 임무형상의 세부 단계별로 달라지게 된다. 틸트 덕티드 팬형 eVTOL은 실속 시 익면하중만을 고려하여 날개 면적을 계산하였다.

실속 시 항공기의 익면하중 식은 아래와 같다[11].

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \rho V_s^2 C_{L_{max}} \quad (6)$$

여기서 밀도 ρ 는 공기밀도로 1.225kg/m³, 실속 속도는 소형 항공기의 실속 속도인 20m/s, $C_{L_{max}}$ 는 양력계수로 $Lift/(0.5 \times \rho \times A \times V^2)$ 값은 1.4이다.

따라서 익면하중 W/S 와 날개면적 S 는

$$\frac{W}{S} \approx 357 [kg/m^2] \quad (7)$$

$$S \approx 7.62m^2 \quad (8)$$

3.3 동력 대 중량비(중량당 동력비)

추력 대 중량비(thrust-to-weight ratio)는 표준대기, 해면고도, 정적상태, 최대 스로틀 상태의 추력과 이륙 시의 무게의 비로 정의한다. 하지만 eVTOL 항공기

는 프로펠러 항공기이므로, 추력 대 중량비 대신 동력 하중(power loading; W/hp)을 사용한다.

이착륙 시에는 가장 큰 동력이 요구되며, 필요한 동력은 아래와 같다[12]. 이때 후류의 영향을 고려하지 않고 후류의 분포가 균일하다고 가정하였다.

$$P = \sqrt{\frac{T^3}{2\rho A}} \quad (9)$$

이때 추력 T 는 6개의 모터를 갖는 eVTOL이므로 Fig. 6과 같은 원리를 적용하고, 이륙 시 필요 동력은 중량의 1.2배로 가정하여 구할 수 있다.

$$T_{total} = 1.2(T_1 + T_2 + T_3 + T_4 + T_5 + T_6) \approx 1.2mg \quad (10)$$

하지만 본 연구의 eVTOL은 ducted-fan 형식으로 Fig. 7과 같은 일반 로터의 추력보다 대략 20%에서 40%까지 높다. 중간값을 사용했을 때 위에서 나온 식

(10)은 아래와 같이 식(11)로 변경할 수 있다.

$$T_{newtotal} = 0.71 T_{total} \quad (11)$$

따라서 호버링에 필요한 추력 T 는 다음과 같이 구할 수 있다.

$$T = 2720 \times 1.2 \times 9.81 \times 0.71 = 22,734.1N \quad (12)$$

계산된 추력 T 를 이용해 호버링을 위한 동력을 계산하면 다음과 같다.

$$P_{hover} = \sqrt{\frac{22,734^3}{1.2 \times 6 \times 1.2^2 \pi}} = 600.6kW = 805.1hp \quad (13)$$

P_{hover} 를 항공기 무게로 나눈 호버링 시 동력 대 중량비 pVTOL은 다음과 같다.

$$pVTOL = 0.221[kW/kg] \quad (14)$$

Fig. 8과 비교해 보면 계산한 동력 대 중량비의 역수인 동력하중(W/P) 값 $4.52kg/kW$ 은 주어진 Bell Nexus의 데이터와 값이 유사하므로 식 (14)의 값은 상당히 신뢰할 수 있다고 판단된다.

순항 시 동력하중은 다음과 같은 식으로 구할 수 있다[16].

$$\frac{W}{P_{cruise}} = \frac{\eta_P}{0.5\rho_0 V_{max}^3 C_{D_0}} \frac{1}{W/S} + \frac{2K(W/S)}{\rho\sigma_{air} V_{max}} \quad (15)$$

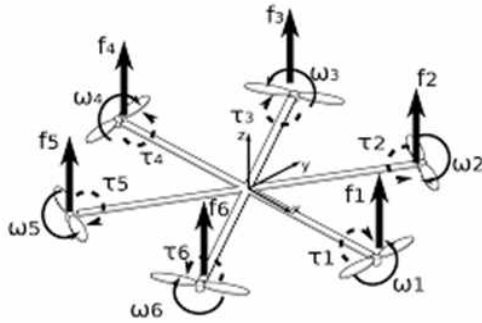


Fig. 6. Hexacopter thrust calculation [13]

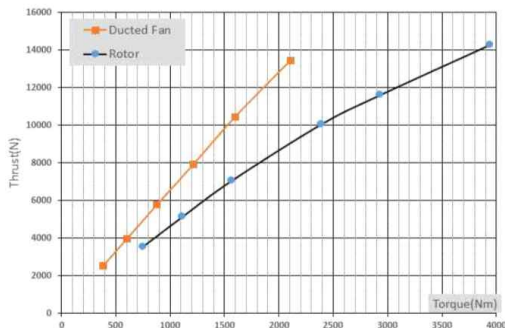


Fig. 7. Thrust comparison for hovering [14]

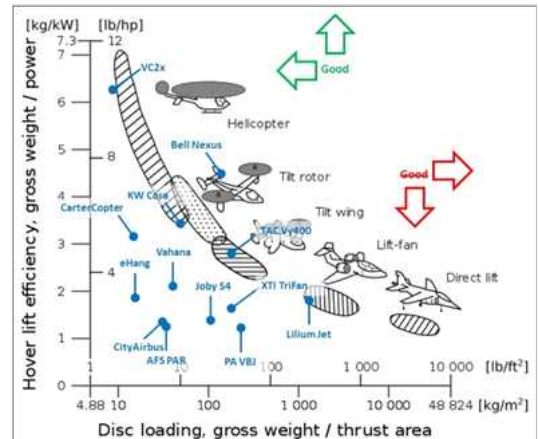


Fig. 8. Power loading [15]

여기서 W 는 설계 이륙 총중량, P 는 동력, η_P 는 프로펠러 효율 0.7, ρ_0 는 표준해면고도의 밀도 1.225kg/m^3 , V_{\max} 는 항공기 최대속도 64m/s , W/S 는 익면하중 357kg/m^2 , K 는 $1/(\pi \times e \times AR)$ 로 0.0654, ρ 는 항공기가 최대속도를 가질 때의 고도의 공기 밀도 1.12kg/m^3 , σ_{air} 는 relative air density/de-rating factor $11e+3$ 를 나타낸다. 이때 C_{D_0} 는 OpenVSP를 사용해서 계산한 Table 7의 항력계수 값 0.06442를 사용하였다.

$$\frac{W}{P_{cruise}} = 24.1601 [kg/kW] \quad (16)$$

순항 시 동력하중의 역수인 동력 대 중량비(중량당 동력비)는

$$pCRUISE = \frac{P_{cruise}}{W} = 0.0414 [kW/kg] \quad (17)$$

따라서 순항 시 필요 동력은 112.608 kW 이다.

상승 시 동력 대 중량비(중량당 동력비) $pCLIMB$ 는 아래 식을 사용한다.

$$pCLIMB = \frac{P_{climb}}{W} = \frac{V}{\eta_P} \times \left(\frac{T}{W} \right)_{roc} \quad (18)$$

여기서 η_P 는 프로펠러 효율, $(T/W)_{roc}$ 는 추력 대 중량비이고 다음과 같다.

$$\left(\frac{T}{W} \right)_{roc} = \frac{RoC}{V} + \frac{q}{(W/S)} C_{D_{min}} + \frac{K}{q} \left(\frac{W}{S} \right) \quad (19)$$

여기서 RoC 는 eVTOL의 평균 상승 속도 5m/s , V 는 순항속도 64m/s , q 는 동압 2,509, $C_{D_{min}}$ 의 값은 순항시가 아닌 상승 시 최소값이므로 상대적으로 낮은 값인 0.001이 들어간다. 이는 참고문헌 [17]에 나온 동력하중의 값을 토대로 도출하였다. K 는 $1/(\pi \times e \times AR)$ 로 0.0654, W/S 는 익면하중 357kg/m^2 이고, 이를 계산하면 다음과 같다.

$$\left(\frac{T}{W} \right)_{roc} = 0.0945 \quad (20)$$

동력 대 중량비($pCLIMB$)를 계산하면 다음과 같다.

$$pCLIMB = \frac{64}{0.7} \times 0.228 = 8.636 [W/N] \quad (21)$$

$$pCLIMB = 0.0847 [kW/kg] \quad (22)$$

즉, 상승 시 필요한 동력은 230.94 kW 이다.

계산된 값들을 참고문헌 [17]의 동력 대 하중 값들과 비교하여 Table 4에 나타내었다.

IV. 추진계통

eVTOL의 비행가능거리는 배터리 용량 제한으로 내연기관 항공기에 비해 짧지만 도심항공교통(UAM: urban air mobility)에 사용하기에는 적합하다. 하지만 도심에서의 비행은 소음 또한 고려해야 한다. 따라서 본 연구에서 목표로 하는 항속거리를 만족할 수 있는 에너지 밀도가 높은 배터리와 소음문제를 개선하면서 높은 추력을 내는 모터를 선정하는 것이 중요하다.

4.1 모터 선정

본 연구의 eVTOL은 6개의 모터를 사용하므로 식 (13)으로부터 각 모터의 동력은 다음과 같다.

$$805 \div 6 = 134\text{ hp} \quad (23)$$

이 마력을 출력할 수 있는 항공기용 전기 모터를 조사하여 Table 5에 나타내었다.

Table 5의 모터를 비교했을 때 과도한 사양의 모터는 중량과 전력 소비를 증가시키므로 본 연구의 필요 동력을 만족시키면서 향후 확장성을 고려하여 EMRAX사의 EMRAX228모형을 선정하였다. 또한, 해당 모터의 경우 최근에 출시되어 앞선 제품들에 비해 성능이

Table 4. Power loading for each mission segment [17]

Power loading for mission segment	Tilt rotor /tilt wing (NASA)	Basic model
pVTOL	0.221 kW/kg	0.221 kW/kg
pCRUISE	0.055 kW/kg	0.041 kW/kg
pCLIMB	0.083 kW/kg	0.085 kW/kg

Table 5. Motor specification for an aircraft [18] [19][20]

	RRP200D (Rolls-Royce)	SP200D (Simens)	EMRAX228 (EMRAX)
Image			
Power	200 kW (=272.10 hp)	204 kW (=275.5 hp)	109 kW (=148 hp)
Weight	88.18 lb (=40 kg)	108 lb (=49 kg)	27.12 lb (=12.3 kg)
RPM	950 rpm	1,300 rpm	3,000 rpm

개선됐고, 초기 사이징이 실제 활용될 개발 시기를 고려해보았을 때에도 비교적 적절하다고 판단하였다.




4.2 배터리 선정

eVTOL에 사용할 배터리에는 기존의 리튬-이온 배터리, 리튬-이온-폴리머 배터리와 차세대 배터리로 떠오르는 리튬-황 배터리, 리튬-에어 배터리가 있다. 현재 사용되는 배터리는 낮은 에너지 밀도를 갖고 있다는 단점이 있는 반면 차세대배터리는 상용화되기까지 많은 시간이 필요하다는 단점이 있어 각 장단점들을 고려하여 eVTOL에 적합한 배터리를 찾는 것이 중요하다. 초기 사이징의 결과가 구현될 시점이 2030년 이전이란 것을 감안하면 차세대배터리가 개발되고 상용화되기 이전이므로 리튬-이온 배터리가 본 연구의 eVTOL에 적합할 것으로 판단된다. 현재까지 상용화된 배터리 셀을 조사하여 Table 6에 나타내었다. 본 연구에서는 테슬라 사의 리튬-이온 4680 배터리가 현재 가장 높은 에너지 밀도와 낮은 제조원가를 갖고 있고, 가까운 미래에 상용화될 것으로 판단되어 4680 배터리를 사용하였다.

대표적인 성능지표인 항속거리 계산 시 eVTOL의 동력원은 배터리이기 때문에 연료 사용 시 사용하는 항속거리 공식인 Breguet 식을 사용할 수 없다. 따라서 아래의 식을 사용하였다[24].

$$\frac{W_B}{W_{TO}} = \frac{R \times g}{\frac{L}{D} \times \eta_p \times \eta_m \times E^* \times 3600} \quad (24)$$

Table 6. Ev battery cell specification [21][22][23]

	Panasonic 18650	Panasonic 21700	Tesla 4680 battery
Image			
Energy density [Wh/kg]	250	300	380
Dimensions [mm]	18×65	21×70	46×80

여기서 W_B 는 배터리 중량, W 는 eVTOL 이륙 총 중량, η_p 는 프로펠러 효율 0.7, η_m 는 모터 효율, 0.85, L/D 는 양항비 6, g 는 중력가속도 9.81m/s^2 , R 는 항속거리 125km, E^* 는 배터리 에너지 밀도 380kWh/kg 을 나타낸다.

설계요구조건의 항속거리는 100km이지만 eVTOL은 운행 시 배터리의 최소 용량의 20%를 항상 유지하고 있어야 한다는 점을 고려하여 항속 거리를 25km의 마진을 둔 125km로 위 식 (24)에 대입한다. 따라서 위의 식 (24)로 배터리 무게 W_B 를 계산하면 다음과 같다.

$$W_B = 8031.6\text{ N} = 818.7\text{ kg} \quad (25)$$

V. 고정익, 프러펠러 익형 선정

5.1 고정익 익형

eVTOL의 특성상 일반 항공기에 비하여 낮은 속도로 운행하고 작은 스패(span)를 갖고 있기 때문에 이에 적절한 익형(airfoil)을 선택할 필요가 있다.

양항비가 가장 높은 익형을 선정하기 위해 NACA 2412, NACA 2410, NACA 23018, NLF(1)-0115 익형 각각에 대해 양력계수와 항력계수를 구하였다. 아음속에서 항공기의 항력은 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$D = \frac{C_D \times \rho \times V^2 \times S}{2} \quad (26)$$

여기서 항력계수 C_D 는 유해항력(parasite drag)과 유도항력(induced drag)의 합으로 나타낼 수 있다.

$$C_D = C_{D,p} + C_{D,i} \quad (27)$$

유도항력은 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$C_{D,i} = \frac{C_L^2}{\pi A R e} \quad (28)$$

항공기 덕트와 프로펠러를 제외한 동체의 유해항력은 OpenVSP를 사용하여 계산하였고, 주의의 유해항력은 XFLR5를 사용하여 구하였다.

덕트의 항력계수는 다음 식으로 구할 수 있다[25].

$$C_D = C_f \times FF \times Q \times \frac{S_{wet}}{S_{ref}} \quad (29)$$

여기서 C_f 는 표면마찰계수, FF 는 형상 계수, Q 는 간섭 계수, S_{wet} 는 덕트의 표피면적(wetted area), S_{ref} 는 기준면적(reference area)을 나타낸다.

표면마찰계수 C_f 는 다음과 같이 계산한다.

$$C_f = k_{laminar} C_{f,laminar} + (1 - k_{laminar}) C_{f,turbulent} \quad (30)$$

여기서 $k_{laminar}$ 는 자유흐름의 층류 비율을 나타내고 일 반항공기의 평균값인 20%로 한다. $C_{f,laminar}$ 과 $C_{f,turbulent}$ 는 각각 층류 흐름과 난류 흐름의 표면 마찰계수를 나타내고 다음과 같이 계산할 수 있다[25].

$$C_{f,laminar} = \frac{1.328}{\sqrt{Re}} \quad (31)$$

$$C_{f,turbulent} = \frac{0.455}{\log(Re)^{2.58}} \times \frac{1}{(1 + 0.144 M^2)^{0.65}} \quad (32)$$

여기서 M 은 항공기의 순항속도로 0.188이고, Re 는 레이놀즈 수로 다음과 같이 계산할 수 있다[25].

$$Re = 38.21 \left(\frac{l}{k} \right)^{1.053} \quad (33)$$

여기서 l 은 덕트의 길이로 12in, k 는 표면 거칠기 높이로 0.00005in이다.

주어진 값을 이용해 식 (33)을 계산하면 Re 는 1.7633e+07이고, 계산한 Re 값을 이용해 식 (31)과 식 (32)를 계산한 값은 각각 다음과 같다.

$$C_{f,laminar} = 3.1625e^{-04} \quad (34)$$

$$C_{f,turbulent} = 0.0027 \quad (35)$$

계산한 $C_{f,laminar}$ 과 $C_{f,turbulent}$ 를 이용해 식 (30)을 계산하면 C_f 는 0.0023이다.

덕트의 형상계수 FF 는 다음과 같이 계산할 수 있다 [25].

$$FF = 1 + \frac{0.35}{l_D/d_D} \quad (36)$$

여기서 l_D 는 덕트의 길이로 1ft, d_D 는 덕트의 지름으로 8ft이고, 이를 이용해 계산한 형상계수 FF 값은 3.8이다. 덕트의 간섭계수 Q 는 1.3을 이용한다.

덕트의 표피면적 S_{wet} 는 다음과 같이 계산한다.

$$S_{wet} = l_d D_n \left[2 + 0.35 \frac{l_1}{l_d} + 0.8 \frac{l_1 D_{hl}}{l_d D_d} + 1.15 \left(1 - \frac{l_1}{l_d} \right) \frac{D_{ef}}{D_d} \right] \quad (37)$$

여기서 l_d 는 덕트의 길이로 1ft, D_n 은 덕트의 바깥 지름으로 8.5ft, l_1 은 덕트의 시작부터 두께가 가장 두꺼운 지점까지의 거리로 0.5ft, D_{hl} 는 덕트 안지름으로 8ft, D_{ef} 는 덕트 끝 부분의 안지름으로 8ft이다.

이 값들을 이용해 계산한 S_{wet} 값은 38.1986ft²이고 S_{ref} 는 25.918ft²이다. 계산한 값들을 이용해 식 (29)를 계산하면 C_D 값은 0.016745이다.

프로펠러의 항력계수는 다음과 같이 계산할 수 있다 [26].

$$C_d = 0.0087 - 0.0216\alpha + 0.400\alpha^2 \quad (38)$$

여기서 α 는 0.06981 rad과 0.10471 rad사이의 블레이드 각 θ 와 자유흐름의 유입 각도 ϕ 의 차이이다. 단, $\phi \ll 1$ 이고, 본 논문에서 θ 는 중앙값인 0.8726 rad로 한다.

식 (38)를 계산해 얻은 프로펠러의 C_D 값은 0.0091415이다.

eVTOL 각 구성품별 유해항력은 Table 7과 같다. 이에 대한 각 파트의 parasite drag force의 비율을 Fig. 9에 나타내었다.

OpenVSP와 XFLR5를 통해 얻은 NACA 2412, NACA 2410, NACA 23018, NLF(1)-0115의 받음각에 따른 양향비의 변화는 Fig. 10과 같다. 비교 분석 결과 순항 시 양향비가 가장 좋은 NLF(1)-0115를 주익의 익형으로 선정하였다.

Table 7. Component parasite drag using OpenVSP

	Wetted area (ft ²)	Drag coefficient	Drag force (%)
Fuselage	373.87	0.01380	33.56
Main wing	139.83	0.00736	15.15
Vertical tail	10.09	0.00060	1.07
Duct	38.20	0.016745	28.44
Propeller	22.57	0.00914	13.99
Horizontal stabilizer	44.51	0.01439	7.25
Pod	4.48	0.00238	0.53
Total	1,092.67	0.06442	100

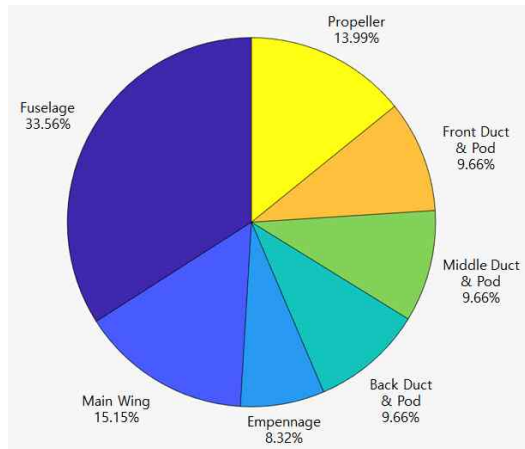


Fig. 9. Component parasite drag percentage

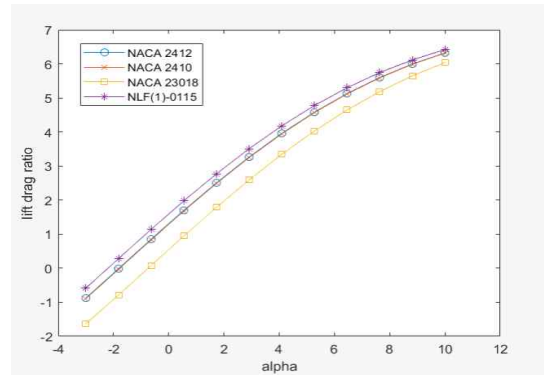


Fig. 10. Component parasite drag percentage

5.2 꼬리날개

수직 꼬리날개는 최대한 후미에 장착을 하여 무게중심에서 멀리 존재하도록 한다. 이를 통해 작은 면적과 힘으로도 큰 회전력을 얻을 수 있어 방향 안정성(direction stability)을 확보한다.

수직 꼬리날개의 익형은 대칭형 익형인 NACA 0010를 사용하였다.

5.3 프로펠러

일반적으로 모터 회전동력의 70~80%가 추력으로 변화되는데 프로펠러의 효율을 높이려면 기체에 맞는 익형 및 직경과 피치를 가진 프로펠러를 사용하여 최소에너지 손실을 갖도록 해야 한다.

최근에는 각 항공기 제작사별로 각 항공기에 맞는 고유화된 최적의 프로펠러 익형을 제작하여 사용하고 있다. 하지만 그 익형에 대한 정보 접근이 어려워 고전적이지만 실험이 충분히 이루어진 익형인 RAF-6, Clark-Y, NACA 0016 계열의 익형을 본 연구에서 분석하였다. RAF-6 익형은 큰 캠버를 가지며 이륙 시 높은 효율을 나타내지만 순항 시 효율이 떨어져 적절하지 않다. NACA 0016 계열 익형은 빠른 속도의 항공기에 적합하며 공급되는 엔진동력이 700hp 이하에서는 적절하지 않다. 본 연구에서 설계하는 eVTOL의 동력은 700 hp이상이므로 만족하지만 상대적으로 저속으로 순항하는 비행체로 NACA 0016를 사용하기에 적절하지 않다. 다음으로 Clark-Y 익형은 적절한 camber와 낮은 항력으로 항속거리를 높여 주고 상대적으로 소음이 적기 때문에 Clark-Y 익형을 선정하였다[27].

프로펠러 블레이드 개수가 증가할수록 각 블레이드의 유동 간섭으로 효율은 떨어지지만 큰 추력과 적은

소음, 안전성을 얻을 수 있다. 또한 Fig. 10과 같이 프로펠러의 직경이 증가할수록 효율이 증가하므로 적절한 직경을 찾는 과정이 필수적이다. 본 연구에서는 안전성과 적은 소음 그리고 무게를 고려해 4 블레이드 프로펠러를 선정하였다[29].

블레이드의 직경은 커질수록 효율은 증가하지만 소음이 증가하고 끝단의 속도가 음속에 가까워지면 충격파가 발생하게 된다. 이와 동시에 양력이 감소하고 항력이 급격히 증가한다. 따라서 끝단의 속도가 음속의 90% 이하가 되도록 직경을 제한한다. 호버링 상태의 팁 속도는 식 (39)와 같이 계산한다[30].

$$(V_{tip})_{static} = \frac{\pi n d}{60} \quad (39)$$

여기서 n 은 회전율(rpm)이다. Fig. 11을 보면 EM-RAX228의 최고 효율은 회전율이 2,400rpm일 때이다. 프로펠러 직경 2.4384m이고, 평면도는 Fig. 12와 같다. 이때, TAS 실제속도는 64m/s이며 팁의 끝단의 속도는 301.6m/s로 음속의 90%인 306m/s를 넘지 않는다[28].

VI. 중량추정

6.1 주익

주익(main wing)에 대한 중량 예측은 다음과 같이 일반 항공기(conventional metal aircraft-light utility aircraft)의 중량 추정식을 이용하였다[30].

$$W_W = 77.6 \times \left[\left(\frac{W_{TO} N}{10^5} \right)^{0.65} \left(\frac{AR}{\cos A_{1/4}} \right)^{0.57} \times \left(\frac{S_W}{100} \right)^{0.61} \left(\frac{1+\lambda}{2t/c} \right)^{0.36} \left(1 + \frac{V_e}{500} \right)^{0.5} \right]^{0.993} \quad (40)$$

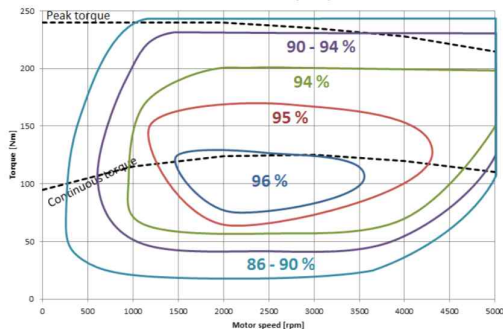


Fig. 11. Efficiency of EMRAX228 for rpm [28]

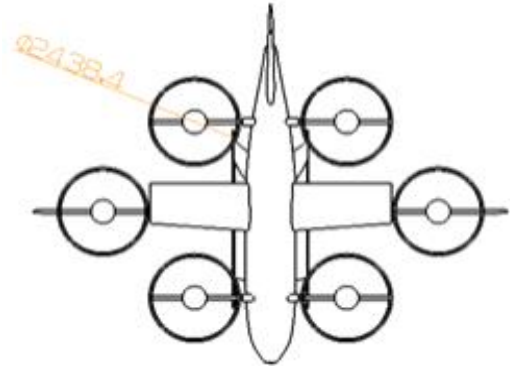


Fig. 12. Diameter measurement using CATIA

여기서 W_{TO} 는 이륙 총중량 6,000 lb, N 은 하중계수 3.4, AR 은 가로세로비 5.126, $A_{1/4}$ 은 시위 1/4에서의 후퇴각 6° , S_W 는 날개 면적 113.676ft^2 , λ 는 날개의 테이퍼 비 0.78, t/c 는 최대 두께비 0.12, V_e 는 해면 고도에서의 등가대기속도 152knots 이고, 계산하면 다음과 같다[27].

$$V_e = \frac{1}{2} \rho_0 (EAS)^2 = \frac{1}{2} \rho (TAS)^2 \quad (41)$$

각 변수 값들을 식 (40)에 대입하여 계산한 주익의 무게는 다음과 같다.

$$W_W = 177.58\text{lb} = 80.55\text{kg} \quad (42)$$

6.2 동체(Fuselage)

$$W_F = 200 \left[\left(\frac{W_{TO} N}{10^5} \right)^{0.286} \left(\frac{L}{10} \right)^{0.857} \times \left(\frac{W+D}{10} \right) \left(\frac{V_e}{100} \right)^{0.338} \right]^{1.1} \quad (43)$$

여기서 L 은 동체의 길이 40ft, W 는 동체의 최대 폭 4.6ft, D 는 동체의 최대 높이 6.74ft이고 계산하면 동체의 무게는 다음과 같다.

$$W_F = 601.3\text{lb} = 272.7\text{kg} \quad (44)$$

6.3 의자 등 비품

$$W_{seat} = 32.03(N_{PASS}) = 160.15\text{lb} = 72.64\text{kg} \quad (45)$$

여기서 N_{PASS} 는 탑승객의 수이고 5인승인 본 논문
의 항공기의 의사 무게는 72.64kg이다.

6.4 꼬리날개, 프로펠러, 포드, 덕트

꼬리날개, 프로펠러, 포드(pod), 덕트는 알루미늄의
물성치로 CATIA로 무게를 계산했고, 각각 W_T 는 50.24kg,
 W_P 는 96.6kg, W_{Pod} 는 32.84kg, W_D 는 101.52kg이
다.

6.5 착륙장치

헬리콥터의 경우 랜딩기어는 최대이착륙중량의 무게
의 3%로 가정하여 예측하였다. 따라서 본 논문 eVTOL
착륙장치의 무게 W_{LG} 는 81.6kg이다[31].

6.6 모터

본 연구에서 사용하는 eVTOL 모터의 무게는 개당
12.3 kg이다(Table 5). 최대 무게로 가정했을 때 모터
의 총 무게 W_M 는 73.8kg이다. 사용된 모터와 배터리
사양을 Table 8에 나타내었다.

6.7 항공전자

Gundlach와 Tyan et al.에서 항공기의 전자장비의

Table 8. Parts and details used in aircraft

	Motor	Airfoil	Battery
Company	EMRAX	NASA	Tesla
Type	EMRAX228	NLF(1)-0115/ Clark-Y	Lithium-ion 4680 battery
Power	109 kW (=148 hp)	-	-
RPM	3,000 rpm	-	-
Energy density	-	-	380 Wh/kg
Specific			
Gross weight	2,083 kg		
Thrust-to- weight ratio	pVTOL	0.221 kW/kg	
	pCRUISE	0.041 kW/kg	
	pCLIMB	0.204 kW/kg	

중량 비중을 참고하였다[32][33]. 전형적인 UAV의 경
우 전자장비의 비중이 5%이고, 본 논문에선 안전을 위
한 추가적인 여유분은 두어 7%로 가정하고 계산을 진
행하였다.

6.8 배터리

앞서 구한 배터리 중량값 식(25)를 이용한다.

$$W_{battery} = 818.7 \text{ kg} \quad (25)$$

6.9 기타

앞서 구한 무게 외에도 내부 인테리어와 각종 전선,
배터리 모듈의 부속품 등 기타 장비가 eVTOL 공허중
량의 약 12%가 되도록 설정하였다.

$$W_{misc} = 255.91 \text{ kg} \quad (46)$$

6.10 총 공허중량

앞에서 설명된 본 eVTOL 항공기 아키텍처 각 부품
의 중량 합을 식 (47)에 나타내었고 각 부품별 공허중
량비율을 Fig. 13에 나타내었다.

$$\begin{aligned}
 W_{EW} &= W_W + W_T + W_F + W_{seat} \\
 &+ W_{TRON} + W_P + W_{Pod} + W_D \\
 &+ W_{LG} + W_{battery} + W_M + W_{misc} \\
 &\approx 2,083 \text{ kg} \quad (47)
 \end{aligned}$$

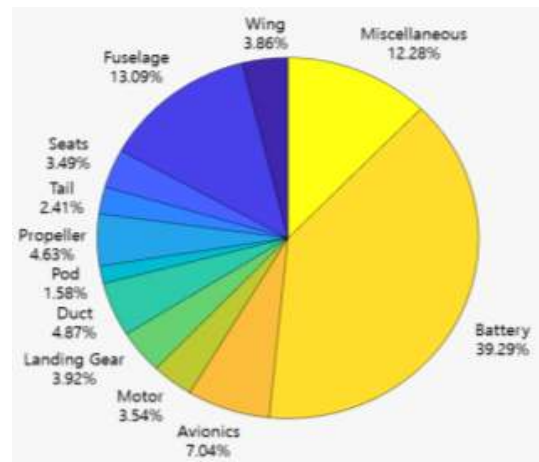


Fig. 13. eVTOL component empty weight fraction

VII. 결 론

전통적인 항공기의 초기 사이징은 이미 개발된 유사한 항공기의 추력대중량비, 익면하중, 무게 등의 통계 데이터를 사용하여 반복계산을 통해 이루어진다. 그러나 eVTOL 항공기는 전통적인 항공기와 형상과 추진 방식이 달라서 기존의 항공기 데이터를 사용할 수 없다. 본 연구는 도심항공 모빌리티를 위한 틸트덕티드팬 형 eVTOL의 초기 사이징을 통해 eVTOL의 개념설계 기본 데이터를 생성하는 연구를 수행하였으며, 추후 틸트덕티드팬 형 eVTOL 개념설계에 기초 데이터로 활용될 수 있을 것으로 사료된다.

초기 사이징 과정에서 참조한 기본 모델은 벨 텍스 트론사의 벡서스 6HX이다. 즉, 공개된 기초 자료를 사용하여 형상 설계, 동력 대 중량비, 항력 해석, 무게 추정을 통해 기본 개념설계를 수행하였다. 먼저 밀도, 순항속도, 스펠 효율계수, 가로세로비(AR)와 항력계수(C_D) 등을 OpenVSP를 사용하여 구한 뒤 순항 시 익면하중을 구하고, 동력 대 중량비를 구하였다. 수직 이착륙 시 가장 많은 동력, 600kW가 요구되었고, 그 다음으로 순항고도까지 상승하기 위한 필요 동력이 427kW였다.

추진계통 부분에서 모터는 EMRAX사의 EMRAX228 모델로 선정하였다. EMRAX228모델의 경우 148 hp의 동력과 최대 3000rpm의 회전수를 가지고 있다. 배터리의 경우는 현재 상용화가 되고있는 테슬라사의 리튬-이온 4680 배터리를 선정하였다. 4680 배터리를 사용할 경우 100km의 항속거리를 만족하기 위해서 819kg의 배터리 무게가 요구되었다.

고정익 익형은 NACA2412, NACA2410, NACA23018, NLF(1)-0115의 후보군을 두어 받음각에 따른 양항비의 변화를 분석한 결과, 순항 시 양항비가 가장 좋은 NLF(1)-0115를 선정하였다. 이때 항력을 분석한 결과 덕트가 33.62%의 항력을 차지함으로써 많은 비중을 차지하였다. 프로펠러 익형의 경우 RAF-6, Clark-Y, NACA 0016계열의 익형을 본 연구에서 고려하였고, Clark-Y를 택하였다.

추후 연구에서는 본 연구의 틸트덕티드팬 형의 eVTOL 이외에 틸트날개, 복합형(lift+cruise), 멀티콥터형 eVTOL에 대한 연구를 수행하여 서로의 성능과 안정성을 비교분석할 예정이다. 또한 수소연료전지를 사용할 경우에 대한 연구를 수행하여 배터리만을 사용하는 본 연구결과와 비교분석 할 예정이다.

Acknowledgments

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

References

1. Jun, Y. M., "Urban air mobility trend", Korea Aerospace Research Institute, 18(1), 2020, pp. 37-48.
2. Hwang, C. J., "Status and challenges of urban air mobility development," Korea Aerospace Research Institute, 16(1), 2018, pp.33-41.
3. Airbus, [Internet]. Available: <https://acubed.airbus.com/blog/vahana/>
4. The Korea Transport Institute, [Internet]. Available: <https://m.blog.naver.com/koti10>
5. Hyundai Motor Group, [Internet]. Available: <https://tech.hyundaimotorgroup.com/kr/press-release/hyundai-and-uber-announce-aerial-ridesharing-partnership-release-new-full-scale-air-taxi-model-at-ces/>
6. BELL NEXUS, [Internet]. Available: <https://www.bellflight.com/products/bell-nexus>
7. Cha, J. Y., Lim, E., Kim, S.-B., and Hwang, H. Y., "Thrust-to-weight ratio and wing loading analyses for design of a roadable PAV," The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, 2017 Spring Conference, Samcheok, Korea, Apr. 2017, pp.396-398.
8. Elctric VTOL News, [Internet]. Available: <https://evtol.news/>
9. Datta, A., "Commercial intra-city on-demand electric - VTOL status of technology", NASA Aeronautics Research Institute, Technical Report TVF WG 2, Jan. 2018.
10. Joby Avaition S-4, [Internet]. Available: <https://m.blog.naver.com/myungjiip/221968688258>
11. SNU Open Courseware, [Internet]. Available: <http://ocw.snu.ac.kr/sites/default/files/NOT>

- E/2228.pdf\
12. Bacchini, A., and Cestino, E., "Electric VTOL configurations comparison," *Aerospace; Applied Sciences*, 6(3), Jun. 2019, pp.7-8.
 13. Researchgate, [Internet]. Available: https://www.researchgate.net/figure/The-body-frame-of-an-hexacopter_fig1_269073664
 14. Park, Y. M., Bang, H. S., Jung, J. D., and Lee, H. C., "Comparison of air force performance of ducted fan and rotor for vertical take-off and landing manipulator," *The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2014 Fall Conference, Jeju, Korea, Nov. 2014, pp.1055-1058.
 15. "Back to the future: A rough comparison of 70's VTOL concepts to current eVTOL designs", [Internet]. Available: <https://medium.com/@mykhaylo.filipenko/back-to-the-future-a-rough-comparison-of-70s-vtol-concepts-to-current-evtol-designs-c34b87ab480f>
 16. "Design methodology for Hybrid (VTOL + Fixed Wing) unmanned aerial vehicles", [Internet]. Available: <https://medcraveonline.com/AAOAJ/design-methodology-for-hybrid-vtol-fixed-wing-unmanned-aerial-vehicles.html>
 17. Kohlman, L. W., Patterson, M. D., and Raabe, B. E., "Urban air mobility network and vehicle type-modeling and assessment", *NASA/TM-2019-220072*, Feb. 2019.
 18. "Air taxi and eVTOL development - Rolls Royce", [Internet]. Available: <https://www.rolls-royce.com/innovation/propulsion/air-taxis.aspx>
 19. Airbus CityAirbus, [Internet]. Available: <https://m.blog.naver.com/PostView.nhn>
 20. EMRAX228, [Internet]. Available: <https://emrax.com/e-motors/emrax-228/>
 21. <https://www.dnkpowers.com/teslas-mass-production-21700-battery/>
 22. <https://www.evpost.co.kr/wp/%ED%85%8C%EC%8A%AC%EB%9D%BC-%EB%B0%B0%ED%84%B0%EB%A6%AC-%EB%8D%B0%EC%9D%B4-%EC%83%88%EB%A1%9C%EC%9A%B4-4680-%EA%B7%9C%EA%B2%A9-%EB%B0%B0%ED%84%B0%EB%A6%AC-%EC%85%80-%EA%B3%B5%EA%B0%9C/>
 23. "Tesla's new EV battery design", [Internet]. Available: <https://www.utilitydive.com/news/tesla-unveils-new-ev-battery-design-but-musk-downplays-vehicle-to-grid-app/585723/>
 24. Filipp Byström-Troyan and Ola Isaksson, *eVTOL Concept for Urban Transport*, BSc Thesis. Vetenskap Och Konst, Stockholm, 2019.
 25. HAW-Hamburg 13 Drag Prediction, [Internet]. Available: https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/HOOU/AircraftDesign_13_Drag.pdf
 26. Kyrillian, D., "Aerodynamic study of a small, ducted VTOL aerial vehicle", Master of Science (MSc) Thesis. Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, Jun. 2002.
 27. Choi, W., "The study of advanced propeller blade for next generation turboprop aircraft -part I. aerodynamic design and analysis", *The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2012 Fall Conference, Jeju, Korea, Dec. 2012, pp.1017-1024.
 28. "Technical data and manual for EMRAX motors / generators", [Internet]. Available: https://emrax.com/wp-content/uploads/2017/10/user_manual_for_emrax_motors.pdf
 29. Samad, Z., "Optimum design of URRG-AUV propeller using PVL", Ph.D. Thesis, School of Mechanical Engineering University Sains Malaysia, Engineering Campus 14300 Nibong Tebal, 2008.
 30. "Propeller performance factors", [Internet]. Available: http://www.idc-online.com/technical_references/pdfs/mechanical_engineering/Propeller%20Performance%20Factors.pdf
 31. Nicolai, M., and Carichner, E., "Fundamentals of Aircraft and Airship Design (1st ed.)", Reston, VA, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2010.

32. Gundlach, J., "Designing unmanned aircraft systems", American Institute of Aeronautics & Astronautics, Reston, VA, 2014.
33. Tyan, M., Nguyen, N., Kim, S., and Lee, J., "Comprehensive preliminary sizing/resizing method for a fixed wing - VTOL electric UAV," Aerospace Science and Technology, 71, Dec. 2017, pp.30-41.