



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 50(12), 819-828(2022)

DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2022.50.12.819>

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

전기 추진 수직이착륙기의 초기 사이징에 대한 배터리 민감도 분석

박민준¹, 최주영², 박세환³

Battery Sensitivity Analysis on Initial Sizing of eVTOL Aircraft

Minjun Park¹, Jou-Young Jason Choi² and Se Hwan Park³

Avionics R&D Center, Hanwha System, Bundang-gu, Seongnam-si, Gyeonggi-do, Republic of Korea

ABSTRACT

Sensitivity of aircraft sizing depending on battery performance was studied for a generic quad tilt rotor type electric vertical takeoff and landing vehicle. The mission requirements proposed by Uber Elevate and NASA were used for initial sizing, and the calculated gross weight is ranged between 5,000lb and 11,000lb for battery specific energy range of 200-400Wh/kg in pack level and continuous discharge rate range of 4-5C. For the assumed gross weight of 7,000lb, the required battery performance was calculated with two different criteria: available power and energy, and the effects of battery specific energy and discharge rate are analyzed. The maximum discharge rate is also recommended considering failure cases such as one battery pack inoperative and one prop rotor inoperative.

초 록

본 연구는 일반적인 쿼드 틸트 로터 타입의 전기 추진 수직이착륙 항공기에 대하여 배터리의 성능에 따른 기체 사이징의 민감도를 분석하였다. Uber Elevate와 NASA가 제시한 임무 요구도를 기반으로 초기 기체 사이징을 수행하였으며, 200Wh/kg~400Wh/kg의 배터리 팩 기준 비에너지와 4C~5C의 연속 방전율 범위에 대하여 항공기의 총 중량은 5,000lb~11,000lb으로 예측되었다. 기체 총 중량을 7,000lb를 가정 시 가용 출력과 가용 에너지 측면에서 각각 요구되는 배터리 사양을 도출하였으며, 배터리 비에너지와 방전율의 영향을 분석하였다. 배터리 팩 고장 및 프롭 로터 고장과 같은 조건을 고려하여 배터리 최대 방전율 또한 제시하였다.

Key Words : Urban Air Mobility(도심 항공 모빌리티), Battery State of Charge(배터리 충전상태), Discharge Rate(방전율), Specific Energy(비에너지), Specific Power(비출력), Quad Tilt Rotor(쿼드 틸트 로터)

1. 서 론

2006년 On-Demand Aviation 개념이 소개[1]되고 2016년 Uber Elevate가 전기 추진 비행체를 이용한 도심 항공 모빌리티(Urban Air Mobility, 이하 UAM) 백서[2]를 발표한 이후 UAM에 대한 관심이 고조되고 세계 각국의 항공기 개발사들은 다양한 형태의 전기 추진

수직 이착륙(Electric Vertical Take-Off and Landing, 이하 eVTOL) 기체를 개발하고 있다. 그러나 eVTOL 기체 제조사들이 공표한 성능을 만족하기 위해 요구되는 배터리 팩 기준 비출력(Specific Power)과 비에너지(Specific Energy) 사양은 모두 상이한 것으로 예측된다[3,4]. 임무 요구도와 기체의 형상에 따라서 현재보다 높은 수준의 배터리 성능이 요구되기도 하므로 배터리

† Received : September 22, 2022 Revised : November 2, 2022 Accepted : November 9, 2022

^{1,3} Senior Engineer, Ph.D., ² Vice President, Ph.D.

³ Corresponding author, E-mail : sehwanpark@hanwha.com, ORCID 0000-0002-1023-7859

© 2022 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

사양은 eVTOL 설계에 있어서 매우 중요한 인자 중 하나이다. 기존 내연기관의 연소 추진 방식은 엔진에 의해서 가용 출력(Available Power)이 결정되고 엔진의 효율 및 연료의 중량에 따라서 가용 에너지(Available Energy)가 결정된다. 반면에 배터리 전기 추진 방식은 배터리의 특성과 중량에 따라 최대 가용 출력과 가용 에너지가 결정되는 특징이 있다. 따라서 eVTOL 기체 설계 시 배터리는 주어진 임무를 모두 수행할 수 있는 에너지 용량과 이착륙 시 요구 출력을 모두 만족할 수 있어야 한다.

UAM에 대한 많은 관심과 함께 그동안 UAM에 활용하는 데 필요한 eVTOL 항공기의 요구도와 이를 만족하기 위한 다양한 형상의 기체 개념설계 연구가 활발히 진행되어왔다.

먼저 eVTOL 기체의 개념설계 연구 시 주로 사용되는 임무 요구도에는 Uber 요구도[5]와 NASA 요구도[6]가 있다. Uber는 UAM 서비스 운영자 입장에서 실제 수요와 현재 기술 수준을 고려하여 기체 및 임무에 대한 요구도를 제시하였으며, 특히 사이징 임무를 60mile의 임무 비행 거리와 6mile의 예비 임무(Reserve) 거리로 제시하였다. NASA는 자체 분석 결과를 기반으로 배터리 1회 충전 후 37.5mile의 비행거리를 2번 운행함과 동시에 현재 FAA 인증 기준을 만족할 수 있도록 예비 임무 시간을 20분 이상으로 정의하였다. 또한 Uber와 NASA가 제안하는 최소 유상하중(Payload)은 각각 980lb, 1,200lb이다.

eVTOL 항공기의 개념설계는 단일 주로터 헬리콥터(Single main rotor helicopter), 멀티콥터(Wingless 또는 Multicopter), 리프트-크루즈(Lift-plus-cruise 또는 Stopped rotor), 틸트 윙(Tilt wing), 틸트 로터(Tilt rotor), 덕티드 팬(Ducted Fan) 타입 등 다양한 형상에 대해서 진행되어 왔다. NASA에서는 수직이착륙기 설계 및 해석 툴인 NDARC[7,8]를 이용하여 앞에서 언급한 NASA UAM 요구도를 만족하는 다양한 형상의 기체 개념설계 연구를 수행하였다[9-12]. 다만 일반 및 예비 임무 시간, 유상하중 측면에서 보다 보수적인 기준을 제시하고 있는 NASA의 UAM 임무 요구도를 만족하기 위해서 현재 기술 수준보다 높은 400Wh/kg의 배터리 팩 비에너지 성능을 가정하였다. NDARC 외에도 학계에서 개발된 대표적인 항공기 초기 사이징 툴로는 미국 스탠포드 대학의 SUAVE[13,14], 국내 서울대학교의 RISPECT+[15-17]가 있다. 앞에서 언급된 임무 요구도와 개념설계 툴 외에도 각자 새롭게 제안한 요구도와 해석툴을 적용하여 임무 형상과 배터리 성능에 따른 민감도를 분석한 연구들도 있다. Duffy et al.[18]은 헬리콥터, 리프트-크루즈, 틸트 로터 타입 eVTOL 기체에 대해 사이징을 수행하고, 비에너지와 임무거리에 따라서 기체 총 중량이 변하는 경향성을 확인하였다. Brown and Harris[19]는 대표적인 eVTOL 형상들에 대해서 예비임무 시간, 임무 거리, 배터리 비에너지가 기체 총중량, 임무 시간, 비용에 미치는 영향을 분석하였다. 다만 배터리의 비에너지가 eVTOL 기체 설계 시 주요한 성능인자임

에도 비출력 및 방전율(Discharge rate)을 복합적으로 고려한 기체 사이징 연구 또한 필요하다고 판단된다.

본 연구는 배터리 비에너지와 방전율이 일반적인 쿼드 틸트로터 타입의 eVTOL 기체 설계에 미치는 영향을 분석하였다. Uber의 임무 요구도를 상회하는 새로운 기체 요구도를 제시하고, 이를 만족하기 위한 기체 초기 사이징을 수행하였다. 동시에 1,200lb 유상 하중을 만족하는 기체에 대해 총중량 변화에 따라 요구되는 배터리의 비에너지와 방전율을 검토하였다. 성능 해석 시 모멘텀 이론을 기반으로 요구 출력 및 에너지를 계산하였고, NDARC에 적용된 모델을 도입하여 중량과 비용을 예측하였다. 임의의 기체 총 중량 7,000lb를 특정하고, 가용 출력과 가용 에너지에 따라 사이징된 각각의 배터리 성능 사양을 도출하였고, 배터리 성능 인자인 비에너지와 방전율이 기체 사이징에 미치는 영향을 분석하였다. 또한 비상 상황(Emergency condition) 시 요구되는 배터리 최대 방전율(Maximum discharge rate)을 계산하였다.

II. 분석 기법

2.1 임무 요구도

본 연구에서 가정한 기체 요구도는 Table 1에 명시되어 있다. 유상하중의 기준은 조종사 1명과 승객 5명이며, 미국 성인 통계 자료[20](Table 2)와 수화물을 고려한 NASA의 연구자료[6]를 참고하였다. 비행거리(Range)와 이착륙 고도(Take-off and landing altitude), 순항 고도(Cruise altitude), 맞바람 속도(Headwind speed)은 Uber

Table 1. Vehicle Requirement

Requirement items	Value
Cruise speed	130knots
Payload	1,200lb
Sizing mission range	60mile
Reserve range	6mile
Take-off / landing altitude	5,000ft
Cruise altitude	1,500ft AGL
Headwind speed	13knots

Table 2. Typical characteristics of the different operational models for payload of 1,200lb [20]

Allowable pax	Avg. weight	Baggage
6	189lb (86kg)	11lb (5kg)
5	189lb (86kg)	51lb (23kg)
4	219lb (99kg)	81lb (37kg)
5	219lb (99kg)	21lb (10kg)
4	275lb (125kg)	25lb (11kg)

Table 3. Design mission segment and their associated properties

Segment	Taxi	Vertical Climb	Hover + Transition	Accel.+ Climb	Cruise	Transition + Hover	Hover Descend	Taxi
Altitude (ft)	5,000	5,025	5,050	5,775	6,500	5,050	5,000	5,000
Cruise (knot)	0	0	0	1.2 V_{stall} → 130	130	0	0	0
ROC (fpm)		500	-	900	0	-	-300	
Time (min.)	0.25	0.1	0.42	1.45	20.43	0.67	0.17	0.25
Distance (mile)		0	0	4	56	0	0	

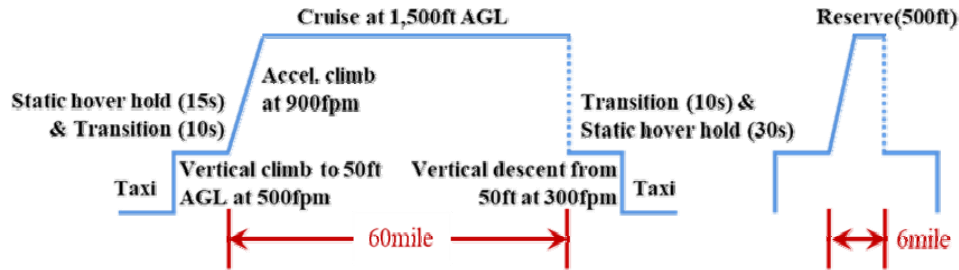


Fig. 1. Design mission profile for initial sizing

의 기체 요구도에 제시된 사이징 임무 형상을 참고하였다. NASA의 UAM 기체 요구도에서는 평균 맞바람 속력을 10knots로 제안하고 있으나, 본 연구에서는 보다 보수적인 값을 제시한 Uber 기체 요구도의 13knots를 채택하였다. 또한 임무 형상을 구체화하기 위해 NASA UAM의 임무 형상을 참고하여 천이비행 구간 시 제자리 비행 요구출력을 10초 동안 유지하고 고정익 모드 비행 시 상승률(Climb rate)을 900fpm으로 적용하였다. 또한 지상 이동(Taxi) 구간에서는 항속 비행 구간의 10% 출력 사용을 가정하였다. Fig. 1은 보완된 임무 형상을 도식화한 것이며, 임무 구간별 상세 정보는 Table 3에 명시되어 있다.

2.2 기체 초기 사이징 분석 모델

틸트 로터 타입의 수직이착륙 기체는 수직이착륙 및 제자리비행 구간에서 회전익 항공기의 비행 특성을 가지며, 순항 구간에서는 고정익 항공기의 비행 특성을 갖는다. Fig. 2는 본 연구에 사용된 eVTOL 기체 초기 사이징 과정을 나타낸다. 각각 회전익과 고정익 항공기의 특성을 반영하는 회전면 하중(Disk loading, DL)과 익면 하중(Wing loading, WL)을 기체 초기 사이징 시 주요 설계 변수이다. 수직이착륙 비행 시 요구되는 출력은 모멘텀 이론을 통해 식 (1)과 같이 표현될 수 있다. 순항 시 요구 출력은 식 (2)와 같이 양항비(Lift-to-Drag Ratio, L/D)로부터 구할 수 있으며, 양항비는 식 (3)과 같이 익면하중의 함수로 표현될 수 있다. 또한 회전면 하중은 프로펠러 반경을 결정하게 되므로 추진시스템의 중량 예측을 위한 변수가 된다. 틸트 로터 항공기 날개의 경우 로터 추진시스템의 무게와 익면 하중이 날개의 중량을 예측[21,22]하는 설계 변수가 된다. 그 외에 주요한 설계 변수는 배터리 사양(비에너지, 방전율)이며, 이는 설계하는 기체의 가용 출력과 에너지를 결정하게 된다.

$$P_{vtol} = \kappa T \left(\frac{V_c}{2} + \sqrt{\left(\frac{V_c}{2}\right)^2 + \frac{T}{2\rho A}} \right) = \kappa W \left(\frac{V_c}{2} + \sqrt{\left(\frac{V_c}{2}\right)^2 + \frac{DL}{2\rho}} \right) \quad (1)$$

$$P_{ctol} = TV = \frac{W}{L/D} V \quad (2)$$

$$L/D = \frac{1}{\frac{qC_{Dp}}{WL} + \frac{WL}{q\pi eAR}} \quad (3)$$

여기서 P_{vtol} 과 P_{ctol} 은 각각 수직이착륙 비행 및 고정익 전진비행 시 요구 출력(Required Power), T 는 추력(Thrust), W 는 항공기 무게, κ 는 유도 출력 보정 인자(Induced Power Correction Factor), V_c 는 수직상승 속도(Vertical climb speed), ρ 는 공기 밀도(Air density), A 는 총 로터 회전면 면적(Total rotor disk area), q 는 동압(Dynamic pressure), AR 은 날개 종횡비, e 는 오스왈드 효율(Oswald efficiency), C_{Dp} 는 형상 항력 계수(Profile drag coefficient), V 는 순항 속도이다. 소모되는 전기 출력을 예측하기 위해서 식 (4)와 같이 분산전기추진시스템(Distributed Electric Propulsion)의 효율도 고려하여 계산하였다.

$$\eta_{DEP} = \eta_{Prop} \times \eta_{Mot} \times \eta_{Inv} \times \eta_{Bat} \quad (4)$$

여기서 η_{DEP} 는 전체 분산전기추진시스템 효율, η_{Prop} 은 수직이착륙 및 순항 비행조건에 따른 프로펠러의 효율(수직이착륙 시 Figure of Merit에 해당), η_{Mot} 는 전기 모터(Electric motor) 효율, η_{Inv} 는 인버터(Inverter) 효율, η_{Bat} 는 배터리 효율이며, 설계 목표 효율은 고정된 상수로 가정하였다.

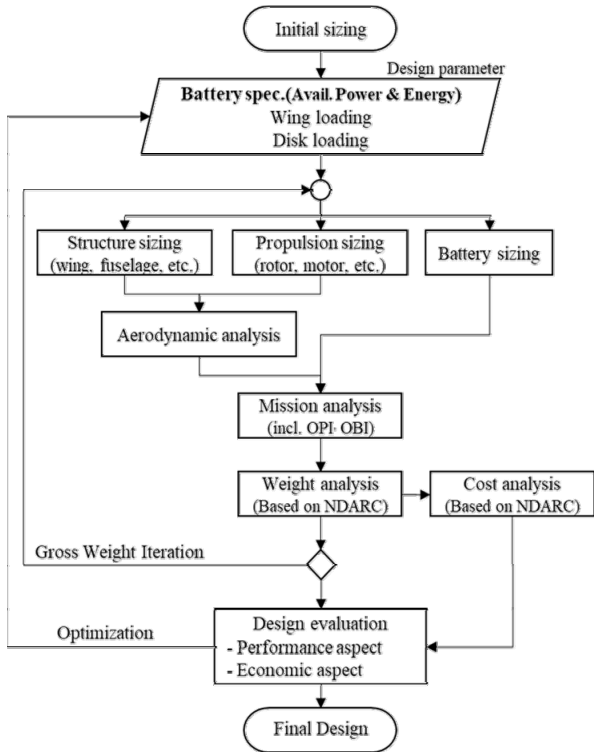


Fig. 2. Flow chart of eVTOL initial sizing process

본 연구는 배터리 민감도 분석에 초점을 맞추기 위해서 초기 사이징 과정에서 회전면 하중과 익면 하중을 고정하였다. 초기 사이징을 위한 기본 설계 가정 값들은 Table 4에 기술하였다. 회전익 모드의 경우 틸트 로터의 후류에 의해 10%의 Wing Download[23]가 발생할 것을 고려하여 필요 추력에 보정하였다. 제자리 비행 성능의 대표적인 성능 지표인 Figure of Merit은 0.8로 설정하였고, 로터 끝단 손실(Tip loss), 불균일 유입유(Non-uniform inflow), 와류 소용돌이(wake swirl) 등을 고려하기 위해 유도 출력 보정 인자를 반영하였다. 고정익 모드에서 양항비는 익면 하중에 따라 결정되는데, 여기서 앞서 언급한 식 (2)와 같이 형상 항력 계수(C_{D_p})와 날개

중형비(AR) 그리고 오스왈드 인자(e)는 형상 결정 인자로 임의의 고정값을 가정하였다. 특히 분산전기추진시스템의 날개 앞의 다중 프로펠러로 인해 유도항력을 줄여준다는 연구결과[24-27]를 참고하여 양항비 값을 결정하였다. 프로펠러의 효율은 0.8, 블레이드 개수는 5개를 선정하였고, 고행비(Solidity ratio)는 0.2로 가정하였다. 회전익 및 고정익 모드에서 동일하게 조종 여유(Control margin)를 5% 적용하였으며, 인버터 효율은 0.97로 고정된 값을 가정하였다. 모터 효율은 회전수에 따라 달라지므로 비행 모드에 대한 틸트 로터 팁 속도 스케줄 문헌[11,28,29]을 참고하여 회전익 모드를 기준으로 최적점 설계를 가정하였고, 비행 모드에 따라 회전익 모드는 0.95, 고정익 모드는 0.9로 각각 다르게 가정하였다.

항공기의 중량은 설계 변수에 따라 중량을 추정할 수 방식으로 NASA의 NDARC[7]에 사용된 AFDD(US Army Aero Flight Dynamics Directorate) 중량 추정 모델과 Chappell et al [21,22]의 틸트 로터 날개 중량 추정식을 참고하여 예측하였다. 추가로, 전기 모터 중량 추정은 연속 토크(Continuous Torque) 값을 이용하여 추정한 식[30]을 사용하였다.

항공기 비용은 NDARC에서 사용한 Harris-Scully CTM (Cost Too Much) Rotorcraft 모델[31]과 설계 변수에 따라 비용 추정이 가능한 Scott Unit Flyaway 모델[32]을 참고하여 예측하였다. 또한 NDARC와 동일하게 기술인자(Technology factor)를 도입하여 기술 수준의 변화를 추정식에 반영할 수 있도록 하였다[7,8]. 기체 운영 비용은 직접운영비(Direct Operating Cost, 이하 DOC)와 간접운영비(Indirect Operation Cost)로 나뉘는데, 본 연구에는 배터리 유지 보수 비용과 연관된 DOC 부분만 다루기로 한다. DOC는 Harris-Scully CTM(Cost Too Much) Rotorcraft 모델[31]에 사용된 수식을 사용하였다. 비용 분석은 2025년을 기준 연도로 Inflation factor를 반영하였다[33,34]. 이때 생산량(Production volume)은 Uber 택시[2]를 참고하여 한 번의 동시 생산대수를 100대로 가정하고, 500번째 생산되는 항공기의 비용을 기준으로 계산했다. DOC 계산을 위한 입력 값은 Table 5에 정리되어있다.

Table 4. Assumption for initial sizing parameters

	Parameter	Value
Helicopter mode	Figure of Merit	0.8
	Wing Download Factor	1.1
	Induced Power Correction Factor	1.1
	Motor Efficiency	0.95
Airplane mode	Lift to Drag ratio	15
	Prop. Efficiency	0.8
	Motor Efficiency	0.9
General	Control Margin	1.05
	Invertor Efficiency	0.97

Table 5. Input parameter of direct operation cost

Parameter	Value
Electricity cost [35]	\$0.15/kWh
Depreciation/loan period [2]	13years
Residual value [2]	30%
Interest rate [8]	8%
Passenger load factor [8]	75%
Spares fraction per aircraft [8]	25%
Maintenance man-hour [36]	0.27/flight hours
Available block hours per year [2]	2,080hours

기술력에 따른 비용 변화를 반영하는 기술인자에 의해서 비용 예측이 달라지는데, Scott Unit Flyaway 모델에 대한 기술인자는 변경없이 1을 사용하였고, DOC는 UAM 유지보수비가 기존 항공기 유지보수비 대비 50%로 감소한다는 Uber 백서[2]의 예측을 참고하여 반영하였다. 추후 UAM 기체 가격에 대한 연구 논문을 바탕으로 Scott Unit Flyaway 모델의 기술인자를 보완해나갈 예정이다.

2.3 배터리 사이징 및 성능 인자

배터리 사이징은 기체가 소모할 수 있는 최대 가용 에너지와 최대 가용 출력을 결정하게 된다. 물론 전기추진 시스템에 있어서 전기 출력(Electric Power)을 기계적인 출력(Mechanical Power)으로 바꾸어 주는 전기 모터의 허용 출력도 중요한 요소이나, 배터리 출력 결정이 선행되어야 한다. 여기서 가용 출력은 연속 출력(Continuous Power)과 최대 출력(Maximum Power)으로 나눌 수 있다. 최대 출력은 일시적으로 사용 가능한 출력이고, 2분 미만으로 가정하였다. 배터리의 출력을 결정하는 주요한 성능 인자는 비에너지와 방전율이다. 비에너지는 단위 무게당 저장할 수 있는 전기 에너지를 나타내므로 기체가 최대 소모 가능한 에너지를 결정하는 중요한 성능 지표이다. 방전율은 단위 시간당 저장된 배터리 에너지를 얼마나 빨리 방전(사용)할 수 있는지를 나타내는 성능 지표이다. 이 두 성능 인자를 곱하면 배터리 비출력이 된다.

배터리 출력 전압(Voltage)은 SOC에 따라 달라지므로 식 (5)와 같이 수학적 모델링을 적용하여 계산하였고 [37], 그 결과는 Fig. 3에 나타내었다.

$$U_{Battery} = U_N \frac{SOC}{1-\varepsilon(1-SOC)} \quad (5)$$

여기서 $U_{Battery}$ 는 배터리 출력 전압, U_N 은 초기 상태의 배터리 전압, ε 은 배터리 특성 상수이며 0.95로 가정하였다.

배터리 사이징을 위한 기본 가정 값은 Table 6에 정리하였다. 배터리의 건강상태(State-of-Health, 이하 SOH)는 이상적인 조건과 비교한 배터리 상태의 성능 지수이다. 배터리 수명 종료(End-of-Life, 이하 EOL) 시점은

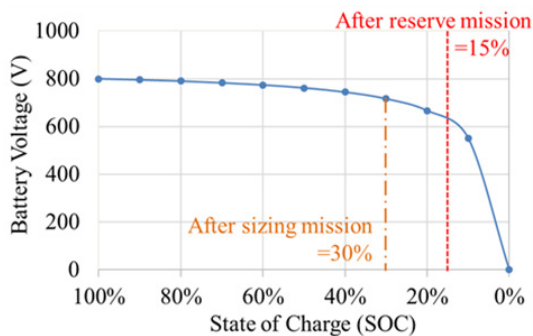


Fig. 3. Estimated battery terminal voltage based on simplified model

Table 6. Assumptions for Battery Sizing Value

Battery parameter	Value
SOH at EOL	90%
SOC limit	Min. 30% after sizing mission Min. 15% after reserve mission

SOH 90%로 가정하였다. Uber 요구도[5]에 제시한 반복성(Repeatability)은 배터리 EOL 상태에서도 운행 거리 25mile을 비행하고, 비행 후 7분 충전을 반복하면서 3시간을 비행할 수 있어야 한다. 본 연구에서는 사이징 임무인 60mile 비행 후 배터리 SOC가 최소 30%, 예비 임무 후에는 최소 15%를 만족하는 조건을 고려하여 배터리의 초기 사이징을 진행하였다. 참고로 Fig. 3에 SOC가 30%, 15%일 때의 배터리 출력 전압을 표기하였다. 배터리 고장과 같은 비상 상황을 대비하여 배터리 팩의 개수는 프로토타입 개수와 같은 4개로 가정하였다.

배터리 충전 비용[38]은 식 (6)과 같이 배터리 충전 효율과 충전기(Charger) 효율을 반영하여 계산하였다.

$$C_{ele.yearly} = C_{electricity} \times \frac{E_{blockhour} \times N_{dep}}{\eta_{bat.charge} \times \eta_{charger}} \quad (6)$$

여기서 $C_{ele.yearly}$ 는 연간 배터리 충전 비용, $C_{electricity}$ 는 전기 비용(Electricity cost), $E_{blockhour}$ 는 운항 임무 비행 시 사용 총 에너지, N_{dep} 은 연간 총 비행 횟수, $\eta_{bat.charge}$ 는 배터리 충전 효율, 그리고 $\eta_{charger}$ 는 배터리 충전기 효율이고, 배터리 충전 효율과 충전기 효율은 모두 0.95로 가정하였다.

배터리의 EOL에 도달하는 충·방전 횟수를 사이클 수명(Cycle Life)이라 하고, 이는 EOL에 대한 SOH 기준점, 운영 조건인 온도와 방전율 등에 달라진다. 본 연구는 현재 기술 수준의 배터리를 4C로 방전하여 SOH가 80%로 감소했을 때의 사이클 수명은 약 806 사이클이라는 연구 결과[39]를 참고하였다. 본 연구에서 가정한 EOL 기준과 방전율의 경우 결과가 다소 달라지겠지만, 유사성을 고려하여 사이클 수명을 800 사이클로 가정하였다. 또한 감가상각을 고려한 연간 배터리 유지 보수 비용은 식 (7)[38]과 같이 계산하였다. 작동 온도는 배터리 관리 시스템(Battery Management System)으로 온도를 일정하게 유지한다고 가정하였다. 배터리 비가격(Specific Cost)은 400\$/kWh로 가정하였다[40].

$$C_{maint.batt} = C_{specific.batt} \frac{E_{Blockhour} \times T_{Flight.hour}}{N_{cycle.batt} \times \left(1 - \frac{(1-SOH)}{2}\right)} \times N_{Charge\ per\ flight\ hour} \quad (7)$$

여기서 $C_{maint.batt}$ 는 연간 배터리 유지보수비용, $C_{specific.batt}$ 는 배터리 비가격, $T_{Flight.hour}$ 는 연간 비행시간, $N_{cycle.batt}$ 은 사이클 수명, $N_{Charge\ per\ flight\ hour}$ 는 비행 시간당

충전 횟수이며, 충전 횟수는 운항 임무를 마치고 충전할 때마다 카운트하여 비행 시간당 충전 횟수를 계산하였다.

III. 분석 결과

3.1 배터리 민감도에 대한 초기 사이징

다양한 배터리 비에너지와 방전율 조건에 대해서 주어진 임무 요구도를 만족하는 일반적인 틸트 로터 eVTOL 기체의 사이징을 진행하였다. 배터리의 방전율은 배터리 용량, 에너지 밀도(Energy density)와 함께 배터리 셀의 성능 특성을 대표하는 핵심 인자로서 배터리의 사이클 수명, 온도, 전압과도 밀접하게 관련되어 있다. 배터리 방전율을 대신하여 비출력과 비에너지에 따른 기체 사이징 변화를 분석할 수도 있지만, 본 논문에서는 배터리 성능 및 요구도에 초점을 맞추어 분석을 진행하고자 방전율과 비에너지를 주요 변수로 선정하였다. Fig. 4는 다양한 방전율 조건에서 배터리 비에너지에 따른 기체 총 중량 변화를 보여주며, 기체의 중량이 방전율이 4.6C 이상인 조건에서 동일한 값으로 수렴하는 것을 확인할 수 있다. 이는 주어진 기체 형상과 임무 조건 하에서 방전율 또는 비출력이 특정 임계값 이하인 경우 기체 사이징에 영향을 주지만, 그 이상인 경우에는 비에너지만이 기체 사이징에 영향을 주는 변수가 됨을 의미한다. 또한 비에너지가 높을수록 방전율 증가에 따른 기체 총 중량의 변화가 적게 나타나며, 배터리 방전율이 낮을수록 비에너지에 대한 기체 총 중량의 민감도가 커지는 것을 알 수 있다.

현재 항공감항기술기준인 14 CFR Part 27과 Part 29를 구분 짓는 기준인 중량 7,000lb를 기체의 목표 중량으로 가정하고, 비교를 위해 2가지 배터리 성능을 선정하였다. 하나는 방전율 4C, 비에너지 264Wh/kg이고, 다른 하

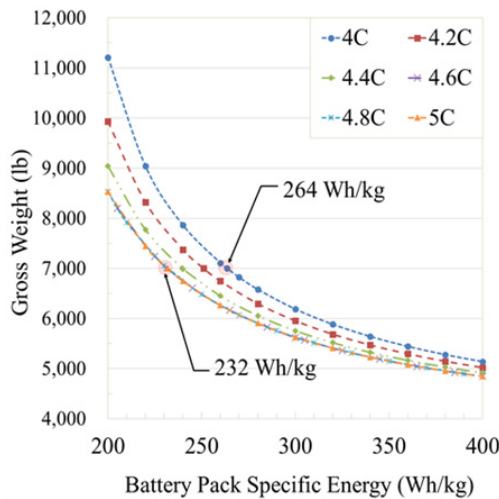


Fig. 4. Variation of gross weight with battery specific energy for different discharge rate

나는 방전율 5C, 비에너지 232Wh/kg이다. Fig. 5는 이 두 가지 성능의 배터리들에 대해서 비출력에 대한 기체 총 중량 변화를 보여준다. 전자의 경우에는 비출력 1.2kW/kg 이상일 때 후자의 경우에는 비출력 1.05kW/kg 이상일 때 기체 총 중량이 수렴하는 것을 확인할 수 있다. 즉 해당 임계점 이상에서는 배터리 비에너지에 의해서 기체의 총 중량이 결정된다. 반면에 비출력이 해당 임계점 이하인 경우에는 배터리 비출력에 의해서 기체의 총 중량이 결정된다. 이는 전자의 경우 비출력에 의해서 후자의 경우 비에너지에 의해서 기체 사이징이 결정되었음을 의미한다.

Figure 6은 같은 데이터를 비출력이 아닌 방전율의 변화로 표현한 그래프이다. 비에너지가 다르더라도 같은 방전율 조건(4.6C 이상)에서 유사한 경향성이 나타남을 확인할 수 있다. 주어진 임무 요구도와 기체의 형상이 같다면, 이러한 임계 방전율 값은 회전면 하중에 의해 결정된다. 수직이착륙 시 요구 출력을 기반으로 최대 요구 출력이 계산되며, 이는 회전면 하중의 함수로 표현되므로 기체의 중량의 증가와 관계없이 회전면 하중 값이 일정하다면 임계 방전율 값도 동일한 값을 갖는다. 따라서 기체 총 중량에 필요한 배터리 비출력을 낮추기 위해서는 회전면 하중을 낮게 해야 한다. 단 회전면 하중을 낮게 하면 프로토타입의 반경과 추진시스템의 중량이 늘어나므로 회전면 하중에 따른 초기 사이징 연구를 통해 최적점을 찾아야 한다. 비에너지 측면에서의 분석은 3.2절에서 자세하게 논의하였다.

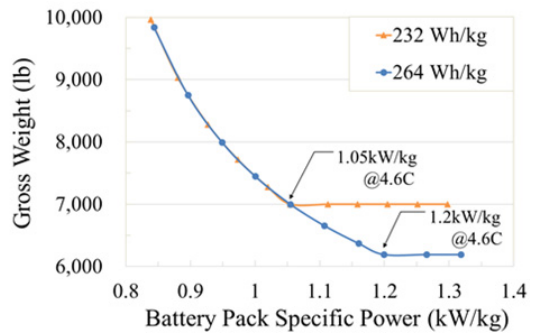


Fig. 5. Variation of gross weight with battery specific power for different specific energy

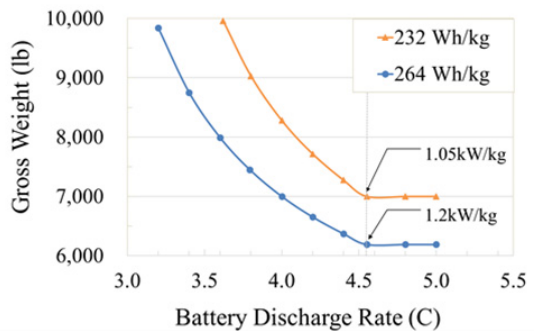


Fig. 6. Variation of gross weight with battery discharge rate for different specific energy

3.2 임무 형상 분석 결과

앞 절에서 언급한 비에너지 측면을 논의하려면 임무 형상의 비행 영역별 에너지 소모량을 분석해야 한다. Fig. 7은 임무 형상에 대한 비행 영역별 에너지 소모량을 예측한 결과이다. 좌측 y축은 비행 영역별 소모된 에너지를 나타내고, 우측 y축은 배터리 SOC를 나타낸다. Fig. 4과 같이 선정된 비에너지 264Wh/kg는 방전율 4C 기준이고, 232Wh/kg는 방전율 5C 기준으로 각각의 배터리 SOC를 실선과 점선 그래프로 표기하였다. 소모된 에너지는 기체 특성에 따라 결정되므로 기체 중량 7,000lb 기준으로 선정된 각 배터리 성능과 상관없이 동일한 에너지를 소모한다. Table 2와 명시된 것과 같이 순항 비행 영역에서 가장 긴 시간(약 20분)을 비행하므로 소모된 에너지가 가장 많다. 비행 구간에 따라 소모된 에너지가 같더라도 선정된 비에너지 성능에 따라 저장할 수 있는 배터리 에너지 용량이 다르므로 배터리 SOC가 다르게 나타나는 것을 볼 수 있다. 사이징 임무를 마치고 SOC가 Table 6에 명시된 요구조건인 30% 기준점에 도달한 것을 확인할 수 있으며, 이는 3.1절에서 비에너지 264Wh/kg, 방전율 4C의 배터리가 적용된 기체의 사이징이 비에너지에 의해서 결정되었다고 언급한 것과 일치하는 결과이다. 예비 미션을 마친 후의 SOC는 20%이므로 사이징 임무를 마치고 SOC 30% 기준으로 사이징된 것을 알 수 있다. 비에너지 264Wh/kg, 방전율 5C의 배터리가 적용된 기체는 비출력으로 사이징 되었으므로 사이징 임무를 마친 후에도 잔여 SOC가 35%보다 높다. 즉 비행 가능한 항속 거리가 요구도보다 더 길다고 할 수 있다. 소모된 에너지는 요구되는 출력과 비행시간에 따라 결정되므로 비행 영역별 요구되는 출력을 232Wh/kg의 배터리를 장착한 기체에 대해 Fig. 8에 나타내었다. 심볼과 함께 표현된 실선은 비행 영역별 요구 출력을 나타내고, 심볼이 없는 실선은 가용 출력을 나타낸다. 수직 상승 비행 영역에서 가장 많은 출력을 필요로 하고 순항 비행 영역에서 가장 적은 출력이 사용된다. 예비 임무는 사이징 임무를 마친 후에 수행하므로 배터리 SOC가 30% 수준에서 시작한다. Fig. 5에서 보여준 결과와 같이 배터리가 방전됨에 따라 출력전압이 감소하여 고정된 방전율 적용 시 가용 출력이 줄어든 것을 알 수 있다. 그로 인해 예비 임무의 수직 상승 시에는 허용 출력이 요구 출력과 근접해 있음을 알 수 있다.

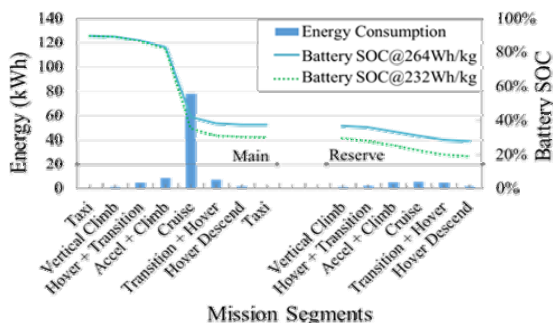


Fig. 7. Energy consumption and battery SOC at each flight segment

Figure 9는 비상 상황(Emergency condition) 조건에서 232Wh/kg의 비에너지를 가지는 배터리의 방전율 추이를 보여준다. 비상 상황은 정상 조건 대비 하나의 배터리 팩이 작동 불능 상태의 경우 OBI(One Battery Inoperative), 프로프로터 한 개가 작동 불능 상태의 경우 OPI(One Proprotor Inoperative), 마지막으로 OBI + OPI가 둘 다인 경우로 구분하였다. 본 연구에서 사용한 틸트로터 수직이착륙 항공기는 개별 프로프로터 시스템이 사이클릭 피치 조종(Cyclic pitch control) 기능을 갖추어서 OPI 조건 시 대각선 방향의 반대쪽 프로프로터를 정지시킨 뒤 작동 가능한 2개의 프로프로터로 기체 트림(Trim) 및 착륙이 가능함을 가정하였다. 비에너지 232Wh/kg를 갖는 배터리의 연속 방전율(5C)을 실선으로 표기하였고, 각 상황별로 요구되는 방전율은 각 심볼과 점선으로 표기하였다. 정상 조건에서는 모든 비행 영역에 대해 연속 방전율 이하로 비행 가능하지만, 비상 상황에서는 수직 상승과 제자리 비행 및 천이 구간에서 연속 방전율을 초과한다. 비상 상황에서는 안전하게 착륙할 수 있는 시간 동안 작동 가능한 최대 비출력이 요구되므로 연속 방전율(Continuous discharge rate)이 아닌 최대 방전율(Maximum discharge rate) 운영을 가정하였다. OBI 혹은 OPI 상황에선 약 7C의 방전율, OBI와 OPI가 동시에 발생한 상황에서는 약 9C의 최대 방전율이 요구됨을 확인할 수 있다. 참고로 비에너지 264Wh/kg의 배터리는

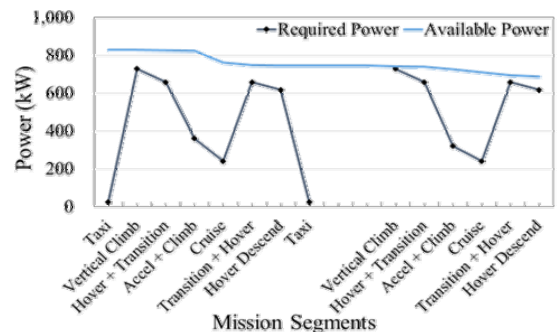


Fig. 8. Comparison of required power and available power at each flight segment (for battery specific energy of 232Wh/kg)

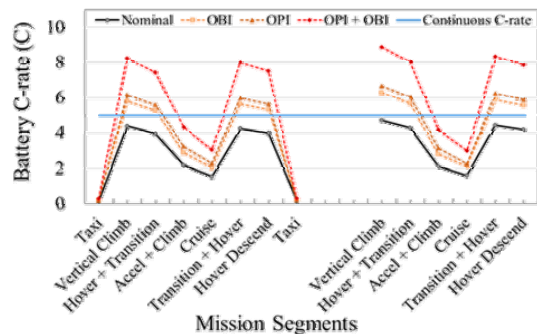


Fig. 9. Instantaneous battery discharge rate at each flight segment for various scenarios (for battery specific energy of 232Wh/kg)

연속 방전율 4C, OBI 혹은 OPI 상황에선 최대 방전율 약 6C, OBI와 OPI가 동시에 발생하는 상황은 최대 방전율 약 8C가 요구된다. 단, 최대 방전율로 비상 운영된 배터리는 수명이 단축되어 빠른 교체를 요할 수 있다.

3.3 중량 및 비용 분석

Figure 10은 기체 총 중량 7,000lb에 대해 선정된 비에너지 232Wh/kg으로 사이징된 기체의 구성 요소 별 무게 분포를 나타낸다. 기체 총 중량 대비 공허 중량 비율(Empty Weight Fraction, 이하 EWF)은 항공기 설계에서 중요한 인자이다. 본 연구에 사용된 eVTOL 기체에 대해서는 공허 중량을 총 기체 중량에서 유상 하중과 배터리의 무게를 제외한 나머지 무게로 정의하였으며, EWF는 60%, 총 중량 대비 유상 하중의 비율은 17%, 배터리 무게의 비율은 23%이다. 추진 시스템의 무게는 전체의 39%를 차지하고, 그 다음으로 구조 무게가 26%이다. 진동과 추가적인 여유 무게로 4%를 할당하여 기체 총 무게를 산정하였다. 기체의 총 중량(7,000lb)을 특정하면 배터리 비에너지가 다르더라도 배터리 무게가 동일하게 탑재되므로 기체의 무게 분포는 동일함을 확인하였다.

NDARC의 중량 추정식은 기존 내연기관 추진 수직이착륙 항공기들을 기준으로 수립되었기에 기술인자를 수정해야 한다. 본 연구에서는 내부 연구자료를 바탕으로 EWF가 60%가 되도록 기술인자를 수정하였다. 기체 총 중량이 변화에 따라, EWF는 ±2% 내외의 차이가 있다. 기체 총 중량이 7,000lb 이하는 EWF가 60~62%, 기체 총 중량이 7,000lb 이상은 EWF가 59~60% 수준이다.

구성 요소별 무게 예측 결과를 바탕으로 항공기 획득 비용(Unit Flyaway Cost)을 예측하였다. 264Wh/kg 배터리를 탑재한 기체가 더 많은 에너지를 적재할 수 있으므로 항공기 획득 가격은 \$4.43Mil.이고, 232Wh/kg 배터리를 탑재한 기체의 가격은 \$4.42Mil.이다. 중량 분포가 동일하므로 가격 차이는 배터리 가격 차이이고, 배터리의 에너지당 가격(400\$/kWh)을 기준으로 산정한 결과이다. DOC는 Uber 요구도[5]에서 제시한 1회의 반복 운행 거리 25mile을 기준으로 계산하였다. 264Wh/kg 배터리를 탑재한 기체의 1회 운행 시 DOC는 \$139.8이고, 232Wh/kg 배터리를 탑재한 기체의 DOC는 \$139.7이다. 이 금액 차이 또한 배터리 비가격 차이에서 기인

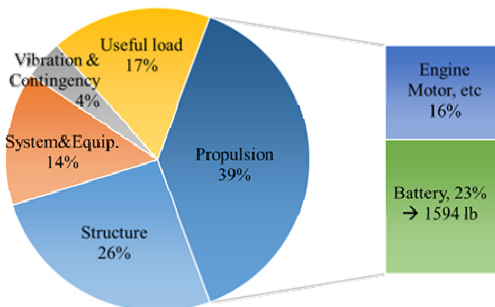


Fig. 10. Gross weight breakdown

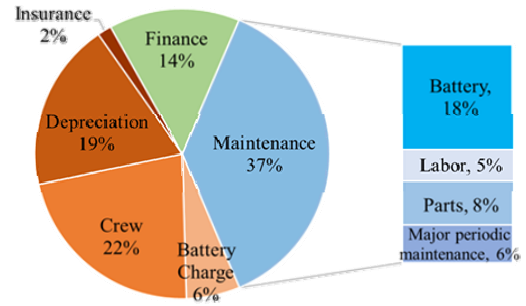


Fig. 11. Direct Operating Cost (DOC) breakdown

한다. 배터리 용량에만 의존하는 배터리 비가격이 아닌 복합적인 배터리 성능에 따른 실제 배터리 가격 값을 입력한다면, 배터리 성능에 따른 항공기 운영비를 계산할 수 있고 기체 설계 단계에서 의사결정 톨로 사용할 수 있을 것이다. Fig. 11은 DOC에 포함되는 항목별로 분석하였다. 배터리 충전 비용은 DOC의 6%를 차지하고, 가장 많은 분포를 차지하는 항목은 유지보수비로 37%이다. 이 중 배터리 유지 보수비가 가장 큰 분포를 차지한다. 비상 상황 운영으로 인한 배터리 교체는 일반적인 상황이 아니므로 DOC 비용 추정에서 제외하였다. 전체 DOC 항목 중 배터리 유지 보수비는 18%이므로 배터리 선정 시 유지 보수를 고려한 분석이 필요하다. 배터리 유지 보수비는 EOL 시점의 배터리 사이클 수명과 밀접하게 연관되어 있는데, 본 연구에서는 일반적인 800 사이클을 가정하여 배터리 성능 인자에 따라 달라지는 특성을 반영하지 못하는 한계점을 가진다.

본 연구는 일반적으로 공개된 내용을 바탕으로 배터리 민감도 분석을 시도하였고, 앞으로 eVTOL과 관련하여 공개되는 문헌 데이터를 바탕으로 해당 부분(배터리 유지보수비) 및 중량과 비용 추정을 위한 기술인자도 지속적으로 업데이트할 예정이다.

IV. 결 론

본 연구는 일반적인 쿼드 틸트 로터 형상의 전기 추진 수직이착륙 항공기의 초기 사이징에 대한 배터리 민감도 분석을 수행하였다. eVTOL 기체의 초기 사이징을 위한 주요 설계 인자를 제자리 비행의 비행 성능을 결정하는 회전면 하중과 전진 비행의 효율을 결정하는 익면 하중, 가용 출력 및 에너지를 결정하는 배터리 성능 인자(비에너지와 방전율)로 구분하였다. 최종적으로 배터리 비에너지와 방전율이 해당 기체의 최대 무게 변화에 미치는 영향을 분석하였다.

Uber Elevate와 NASA에서 제시한 eVTOL 기체 요구도를 기반으로 유상하중 1,200lb에 대해 초기 사이징을 진행하였다. 배터리 EOL시점의 SOH 90%에서 모든 미션을 수행할 수 있어야 하고, 사이징 임무와 예비 임무를 수행한 이후 배터리의 잔여 SOC가 각각 최소 30%와 15% 조건을 모두 만족할 수 있도록 사이징을 수행하

였다. 배터리 팩 기준의 비에너지 200Wh/kg~400Wh/kg와 연속 방전율 4C~5C 범위에 대해 임무요구도를 만족하는 최대 기체 무게는 약 5,000lb~11,000lb로 사이징 결과를 도출하였다. 배터리 비에너지 성능이 높을수록 방전율 변화에 따른 기체 총 중량의 민감도가 줄어들고, 반대로 배터리 방전율이 낮을수록 비에너지 변화에 따른 기체 총 중량의 민감도가 커지는 것을 확인하였다.

배터리가 설계되는 기준이 가용 출력과 에너지에 따라 달라지므로 임의의 최대 기체 무게(7,000lb)를 가정하고 두 개의 배터리 사양을 도출하였다. 특히 가용 출력을 결정하는 비출력 성능은 배터리 비에너지와 방전율의 곱으로 나타나므로 세부 분석을 진행하였다. 즉 배터리 비에너지가 기체 총 중량을 결정하는 가장 중요한 배터리 성능 지표이지만, 현재 배터리 성능이 성숙되지 않았으므로 방전율 성능도 함께 검토되어야 한다고 판단된다. 추가로, 한 개의 프로토타입 고장(OPI) 혹은 배터리 팩 고장(OBI) 상황 같은 비상 상황을 고려한 배터리 최대 방전율을 제시하였다.

기체 중량 및 비용은 NASA의 회전익 항공기 개념설계 툴인 NDARC에 적용된 이론을 참고하여 예측되었다. 기술인자에 따라서 예측되는 무게와 비용이 민감하게 변화하므로, 추후 전기 추진 수직이착륙기에 적합한 기술인자를 지속적으로 수정 및 보완하여 발전시켜 나갈 예정이다. 또한, 배터리 EOL시점의 SOH 기준과 운영 조건인 방전율에 따라 배터리 EOL에 도달하는 배터리 사이클 수명 예측 결과를 추가하여 배터리 유지보수비용을 보완해 나갈 예정이다.

후 기

본 연구는 국토교통부/국토교통과학기술진흥원의 지원으로 수행되었음(과제번호 RS-2022-00143965)

References

- 1) Moore, M. D., "The Third Wave of Aeronautics: On-Demand Mobility," *SAE General Aviation Technology Conference and Exhibition*, 2006, pp. 713~722
- 2) Holden, J. and Goel, N., "Fast-Forwarding to a Future of On-Demand Urban Air Transportation," *Uber White Paper*, 2016.
- 3) Sripad, S. and Viswanathan, V., "The Promise of Energy-efficient Battery-powered Urban Aircraft," *Proceedings of the National Academy of Sciences*, Vol. 118, No. 45, 2021.
- 4) Kim, D. H., Jang, H. Y. and Hwang, H. Y., "Analyses of Hover Lift Efficiency, Disc Loading and Required Battery Specific Energy for Various eVTOL Type," *Journal of Advanced Navigation Technology*, Vol. 25, No. 3, 2021, pp. 203~210.

- 5) Uber, "Uber Air Vehicle Requirements and Missions," 2019, viewed September 22, 2022, <<https://s3.amazonaws.com/uber-static/elevate/Summary+Mission+and+Requirements.pdf>>

- 6) Patterson, M. D., German, B. J. and Moore, M. D., "Performance Analysis and Design of On-Demand Electric Aircraft Concepts," *12th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference and 14th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization*, Indianapolis, IN, September 2012.

- 7) Johnson, W., "NDARC: NASA Design and Analysis of Rotorcraft Theory," *NASA/TP-20220000355*, Vol. 1, 2022.

- 8) Johnson, W., "NDARC:NASA Design and Analysis of Rotorcraft Input," *NASA/TP-20220000355*, Vol. 3, 2022.

- 9) Johnson, W., Silva, C. and Solis, E., "Concept Vehicles for VTOL Air Taxi Operations.," *American Helicopter Society Technical Conference on Aeromechanics Design for Transformative Vertical Flight*, San Francisco, CA, January 2018.

- 10) Silva, C., Johnson, W. R., Solis, E., Patterson, M. D. and Antcliff, K. R., "VTOL Urban Air Mobility Concept Vehicles for Technology Development," *2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, Atlanta, GA, June 2018.

- 11) Radotich, M., "Conceptual Design of Tiltrotor Aircraft for Urban Air Mobility," *VFS Aeromechanics for Advanced Vertical Flight Technical Meeting*, San Jose, CA, January 25-27, 2022.

- 12) Johnson, W. and Silva, C., "NASA Concept Vehicles and the Engineering of Advanced Air Mobility Aircraft," *The Aeronautical Journal*, Vol. 126, No. 1295, 2022, pp. 59~91.

- 13) Vegh, J. M., Botero, E., Clarke, M., Smart, J. and Alonso, J. J., "Current Capabilities and Challenges of NDARC and SUAVE for eVTOL Aircraft Design and Analysis," *2019 AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum*, August 19-22, Indianapolis, IN, 2019.

- 14) Clarke, M. and Alonso, J. J., "Lithium-Ion Battery Modeling for Aerospace Applications," *Journal of Aircraft*, Vol. 58, No. 6, 2021, pp. 1323~1335.

- 15) Lee, D., Lim, D. and Yee, K., "Generic Design Methodology for Vertical Takeoff and Landing Aircraft with Hybrid-Electric Propulsion," *Journal of Aircraft*, Vol. 59, No. 2, 2022, pp. 278~292.

- 16) Kim, H. and Yee, K., "A Novel Cost Estimation Method for UAM eVTOLs," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 49, No. 3, 2021, pp. 233~241.

- 17) Kim, H., Kim, H., Lim, D. and Yee, K., "Development of a Multidisciplinary Design Framework for Urban Air Mobility," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 50, No. 8, 2022, pp. 583~590.
- 18) Duffy, M. J., Wakayama, S. R. and Hupp, R., "A Study in Reducing the Cost of Vertical Flight with Electric Propulsion," *17th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, June 5-9, Denver, CO, 2017.
- 19) Brown, A. and Wesley, L. H., "Vehicle Design and Optimization Model for Urban Air Mobility," *Journal of Aircraft*, Vol. 57, No. 6, 2020, pp. 1003~1013.
- 20) Fryar, C., Gu, Q., Ogden, C. and Flegal, K., "Anthropometric Reference Data for Children and Adults: United States, 2011-2014," *Vital and Health Statistics Series*, Vol. 3, No. 39, 2016.
- 21) Chappell, D. and Peyran, R., "Methodology for Estimating Wing Weights for Conceptual Tilt-Rotor and Tilt-Wing Aircraft," *SAWE 51st Annual Conference*, Hartford, CT, May 18-20, 1992.
- 22) Chappell, D. P., "Tilt-rotor Aircraft Wing Design," *ASRO-PDT-83-1*, 1983.
- 23) Wood, T. L. and Peryea, M. A., "Reduction of Tiltrotor Download," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 40, No. 3, 1995, pp. 42~51.
- 24) Borer, N. K., Patterson, M. D., Viken, J. K., Moore, M. D., Clarke, S., Redifier, M. E., Christie, R. J., Stoll, A. M., Dubois, A., Bevirt, J., Gibson, A., Foster, T. J. and Osterkamp, P. G., "Design and Performance of the NASA SCEPTOR Distributed Electric Propulsion Flight Demonstrator," *16th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, Washington, D.C., June 13-17, 2016.
- 25) Stoll, A. M., Bevirt, J., Moore, M. D., Fredericks, W. J. and Borer, N. K., "Drag Reduction through Distributed Electric Propulsion," *14th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, Atlanta, GA, June 16-20, 2014.
- 26) Patterson, J. C. Jr. and Flechner, S. G., "Exploratory Wind-Tunnel Investigation of a Wingtip Mounted Vortex Turbine for Vortex Energy Recovery," *NASA Technical Paper 2468*, June 1985.
- 27) Miranda, L. R. and Brennan, J. E., "Aerodynamic Effects of Wingtip-Mounted Propellers and Turbines," *4th Applied Aerodynamics Conference*, San Diego, CA, June 1986.
- 28) Robuck, Mark, et al., "Design Study of Propulsion and Drive Systems for the Large Civil Tilt Rotor (LCTR2) Rotorcraft," *67th AHS Annual Forum and Technology Display*, Virginia Beach, VA, May 3-5, 2011.
- 29) Silva C., Calvet, M., Nunez, G. F., Scott, R., Sinsay, J. D. and Vocke, R. D., "The High Efficiency Tiltrotor as a Solution to the Needs of a Mobile Military," *AHS Technical Meeting on Aeromechanics Design for Vertical Lift*, San Francisco, CA, January 20-22, 2016.
- 30) Whiteside, S. K., Pollard, B. P., Antcliff, K. R., Zawodny, N. S., Fei, X., Silva, C. and Medina, G. L., "Design of a Tiltwing Concept Vehicle for Urban Air Mobility," *NASA/TM-20210017971*, 2021.
- 31) Harris, F. D. and Scully, M. P., "Rotorcraft Cost Too Much," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 43, No. 1, 1998.
- 32) Scott, R., "A Design-Centric Evaluation of Multi-Fidelity Cost Modeling Approaches," *44th European Rotorcraft Forum*, Delft, The Netherlands, September 19-20, 2018.
- 33) Office of the Under Secretary of Defense (Comptroller) of U.S. Department of Defense, "National Defense Budget Estimates for FY 1998/2021," March 1997/2020.
- 34) Bureau of Labor Statistics of U.S. Department of Labor, "Consumer Price Index for All Urban Consumers (CPI-U), U.S. City Average," 2020.
- 35) Borlaug, B., Muratori, M., Gerdes, M. and Salisbury, S., "Levelized Cost of Charging Electric Vehicles in the United States," 2020.
- 36) Harris, F. D., "Introduction to Autogyros, Helicopters, and Other V/STOL Aircraft," *NASA/SP, 2012-215959*, Vol. 2, 2012.
- 37) Wang, M., Diepolder, J., Zhang, S., Söpper, M. and Holzapfel, F., "Trajectory Optimization-based Maneuverability Assessment of eVTOL aircraft," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 117, 2021, 106903.
- 38) Kreimeier, M., "Evaluation of On-demand Air Mobility Concepts with Utilization of Electric Powered Small Aircraft," Doctoral Dissertation, RWTH Aachen University, 2018.
- 39) Severson, K. A., Attia, P. M., Jin, N., Perkins, N., Jiang, B., Yang, Z., Chen, M. H., Aykol, M., Herring, P. K., Fraggadakis, D., Bazant, M. Z., Harris, S. J., Chueh, W. C. and Braatz, R. D., "Data-driven Prediction of Battery Cycle Life before Capacity Degradation," *Nature Energy*, Vol. 4, No. 5, 2019, pp. 383~391.
- 40) Cole, W., Frazier, A. W. and Augustine, C., "Cost Projections for Utility-scale Battery Storage: 2021 Update," *NREL/TP-6A20-79236*, June 2021.