

기본연구 최종보고서

① 부처사업명(대)	기초연구사업		보안등급(보안, 일반)	일반				
② 사업명(중)	기본연구		공개가능여부(공개, 비공개)	공개				
③ 세부사업명(소)	기본연구							
④ 과제성격(기초, 응용, 개발)	기초	④-1 실용화 대상여부(실용화, 비실용화)		비실용화				
⑤ 연구개발과제명	국문	하이브리드 태양광 무인기의 동절기 고고도 장기체공 비행 연구						
	영문	High altitude long endurance flight of a hybrid solar UAV during the winter season						
⑥ 주관연구개발기관	세종대학교 산학협력단							
⑦ 연구책임자	성명	황호연	직급(직위)	교수				
	소속부서	항공우주공학과	전공	항공기설계				
⑧ 연구개발비 및 참여연구원수 (단위: 천원, M·Y)								
연도	정부지원 연구개발비 (A)	기업체부담금			정부외 출연금 (B)	상대국 부담금 (F)	합계 G=(A+B+E)	참여 연구원수
		현금 (C)	현물 (D)	소계 E=(C+D)				
1년차	37,500			0			37,500	3
2년차	50,000			0			50,000	5
3년차	50,000			0			50,000	5
4년차				0			0	
5년차				0			0	
합계	137,500	0	0	0	0	0	137,500	13
⑨ 총연구개발기간	2019. 06. 01 ~ 2022. 02. 28 (33개월)							

이 최종보고서에 기재된 내용이 사실임을 확인하며, 만약 사실이 아닌 경우 관련 법령 및 규정에 따라 제재 처분 등의 불이익도 감수하겠습니다.

2022년 3월 25일

연구책임자 : 황 호 연

주관연구개발기관의 장 : 송 진 우

과학기술정보통신부장관 귀하

※ 전자접수이므로 연구책임자 및 주관연구개발기관의 장 서명(인, 직인)은 생략

〈 연구결과 요약문 〉

연구개요	<p>분산 전기추진 시스템 연구와 초소형가스터빈 엔진, 익단와류 터빈-프로펠러, 배터리/연료탱크 교환을 포함한 동절기의 부족한 태양광 에너지를 보완할 수 있는 방안 연구를 통하여 하이브리드 태양광 고고도 장기체공 무인기 최적 설계 프로그램을 개발하고 이를 사용하여 비교분석 연구를 통한 동절기 운용이 가능한 최적화된 형상 선정과 개념설계, 분산전기추진/소형가스터빈/익단와류발전기와 배터리/연료탱크 교환 등 추가 시스템의 동절기 장기체공을 위한 효용성 분석을 수행하여 국내외 태양광 항공기와 연계한 실용적 하이브리드 태양광 HALE (High Altitude Long Endurance) 무인기 개발 방향 및 활용방안 제시함</p>					
연구 목표대비 연구결과	<p>연구계획서에서 제시한 모든 연구내용을 연구하지 못하였고 아래 내용에 대한 연구를 수행하여 SCI 논문 2편 국내 등재지 논문 4편을 게재함 수행한 연구내용은 아래와 같음</p> <ul style="list-style-type: none"> • Zephyr S 형상을 참고하여 OpenVSP 사용 기준 형상을 구현하고 자세한 사양을 조사함 • XFLR5를 사용 3차원 유한날개의 양력 및 항력 계수 계산 등 공력해석 수행 • Energy margin, cruise margin, wing loading, power to weight, maximum takeoff weight, L/D 등 설계 목표 변수 및 범위 설정 • 날개 면적, 가로세로비, 배터리 에너지 밀도, 태양광 셀 효율, 유상하중 등 설계 독립변수 설정 • Visual Basic for Application과 MATLAB을 사용한 태양광 항공기 개념설계 프로그램 개발 • 실험계획법(DOE: Design Of Experiments)과 screening test 기법을 이용하여 설계 독립변수들을 확인하고 그 인자 간의 관계 모델링 • 반응표면법(Response Surface Methods)을 사용한 최적화, JMP 소프트웨어를 사용한 회귀분석과 설계변수 민감도 분석 • 몬테카를로 시뮬레이션 및 누적분포함수(Cumulative Distribution Function) 확인 • 고고도 장기체공 태양광 무인기 최적형상 도출 					
연구개발성과의 활용 계획 및 기대효과 (연구개발결과의 중요성)	<p>본 연구개발 결과는 한국항공우주연구원에서 개발한 고고도 장기체공 태양광 무인기 (EAV-3, Electrical Aerial Vehicle)의 후속 사업으로 과학기술정보통신부가 기획중인 고고도 장기체공 태양광 무인기 연구개발에 직접적으로 활용할 수 있고 여러 설계 최적화 기법은 항공분야에서 최근 각광을 받고 있는 도심항공교통(UAM, Urban Air Mobility)에 사용될 eVTOL (electric Vertical TakeOff and Landing) 비행체 개발에도 원용될 수 있음</p>					
중심어	국문	태양광 항공기	항공기 설계	태양전지	실험계획법	고고도 장기체공
영문		Solar Aircraft	Aircraft Design	Solar Cell	Design Of Experiments	High Altitude Long Endurance

〈 목 차 〉

1. 연구개발과제의 개요	01
2. 연구개발과제의 수행 과정 및 수행 내용	01
3. 연구개발과제의 수행 결과 및 목표 달성 정도	09
4. 연구개발성과의 관련 분야에 대한 기여 정도	09
5. 연구개발성과의 관리 및 활용 계획	10
6. 참고문헌	11
<붙임1 세부 정량적 연구개발성과>	13
<붙임2 연구책임자 대표적 연구실적 및 증빙(요약문 및 사본)>	15
<붙임3 연구개발성과 활용계획서>	35

1. 연구개발과제의 개요

분산 전기추진 시스템 연구와 초소형가스터빈 엔진, 익단와류 터빈-프로펠러, 배터리/연료탱크 교환을 포함한 동절기의 부족한 태양광 에너지를 보완할 수 있는 방안 연구를 통하여 하이브리드 태양광 고고도 장기체공 무인기 최적 설계 프로그램을 개발하고 이를 사용하여 비교분석 연구를 통한 동절기 운용이 가능한 최적화된 형상 선정과 개념설계, 분산전기추진/소형가스터빈/익단와류발전기와 배터리/연료탱크 교환 등 추가 시스템의 동절기 장기체공을 위한 효율성 분석을 수행하여 국내외 태양광 항공기와 연계한 실용적 하이브리드 태양광 HALE (High Altitude Long Endurance) 무인기 개발 방향 및 활용방안 제시

2. 연구개발과제의 수행 과정 및 수행 내용

2.1. Aircraft Configuration

본 연구에서는 장기 체공 성능 면에서 가장 앞선 항공기로 평가받고 있는 Zephyr S의 형상을 참고하여 형상 모델링에 사용되는 프로그램인 OpenVSP[1]로 기준 형상을 구현하였고(그림 1), 항공기 형상의 자세한 사양을 나타내었다(표 1).

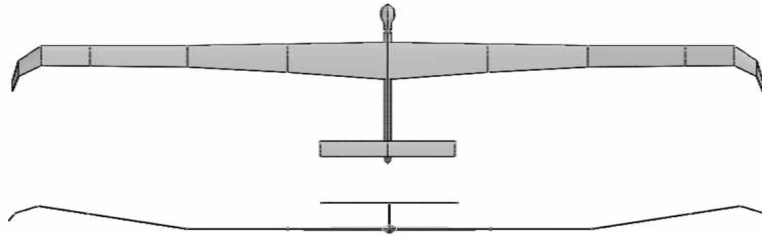


그림 1 HALE 태양광 항공기 형상

표 1 HALE 태양광 항공기 사양

Classification		Value	Unit
Main wing	Wing span	24.2	
	Chord length	1.10	
	Area	30.3	
	Aspect ratio	18.1	-
	Airfoil	DAE-11	-
Horizontal wing	Wing span	4.20	
	Chord length	0.80	
	Area	3.36	
	Aspect ratio	5.25	-
	Airfoil	NACA 0010	-
Vertical wing	Wing span	2.40	
	Chord length	0.80	
	Area	1.92	
	Aspect ratio	3.00	-
	Airfoil	NACA 0010	-
Fuselage length		8.15	

2.2. Aerodynamic analysis

고고도 장기체공 태양광 항공기는 평균 순항속도가 15 ~ 30 m/s 이며, 낮은 레이놀즈수(Reynolds number) 영역에서 임무를 수행한다. 본 연구에서는 주날개(main wing)의 익형을 DAE-11로 선정하였다. DAE-11 익형에 대해 XFLR5[2]를 이용하여 2차원 공력데이터를 산출하고, 이를 바탕으로 유한날개(3차원)의 양력 및 항력 계수를 계산한다.

항력 계수는 식 (1)과 같이 유도항력(Induced drag)과 유해항력(Parasite drag)로 나누어지고, 유해항력

은 형상항력(Form drag)과 표면마찰항력(Skin friction drag)으로 나누어진다.

$$C_D = C_{D,induced} + C_{D,form} + C_{D,skin} \quad (1)$$

형상항력($C_{D,form}$)은 날개가 크고 동체 면적이 작은 글라이더 형태 항공기의 통상적인 값인 유도항력의 15% 값을 사용하였다[3-12]. 표면마찰항력($C_{D,skin}$)은 식 (2)와 같이항공기 날개 표면과 공기 사이의 표면 마찰에 의해 발생하는 항력으로, 공기 점성이 원인이며 저속으로 비행하는 항공기에서 매우 중요하다.

$$C_{D,form} = FFC_f \frac{S_{wet}}{S_{ref}} \quad (2)$$

여기서 FF는 형상계수(Form factor), 는 마찰인자(Skin friction factor), 은 표면적(Wetted area), 는 기준 면적(Reference area)을 나타낸다. FF 계산에는 Hoerner의 streamlined body, wing 식을 사용했다. OpenVSP 프로그램을 이용하여 형상에 대해 계산한 공력 특성값들을 나타내었다(표 2).

표 2 HALE 태양광 항공기 공력 특성값

Variable	Fuselage	Main wing	Horizontal wing	Vertical wing
Wetted area ()	4.82	61.1	6.86	1.67
Reference area ()	5.44	30.3	3.36	1.92
Form factor ()	1.02	1.27	1.21	1.21
t/c	-	0.13	0.10	0.10

본 연구에서는 XFLR5를 이용하여 주익과 미익에 대하여 각각 공력해석을 수행하고(그림 2), 도출된 공력데이터를 자체 개발한 태양광 항공기 설계 프로그램에 적용하였다.

2.3. Flight Condition

태양광 항공기는 임무 수행 시 환경적인 요인에 영향을 많이 받으므로 순항고도를 18km, 비행 장소는 대한민국 안흥(위도 : 34.65°, 경도 : 126.19°)로 설정하였다(표 3). 본 연구에서는 비행 날짜로 태양광 에너지를 얻을 수 있는 시간이 가장 긴 하지(06/21)로 설정하였으며, 대기 상태를 나타내는 대기 혼탁도는 100%로 설정하였다.

표 3 비행 상태 변수

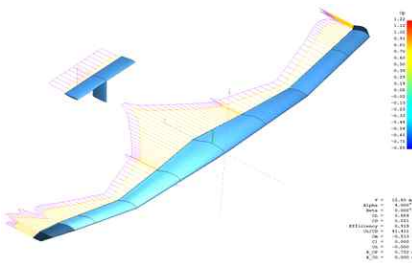


그림 2 XFLR5를 사용한 공력해석

Variables	Value	Unit
Flight altitude	18	km
Flight location	Anheung	-
Latitude	36.45	deg
Longitude	126.19	deg
Solar attenuation factor	variance	-
Flight date	06/21	-
Turbidity	100	%

2.4. General Methodology

개념 설계 단계에서 HALE 태양광 항공기를 설계하기 위해 Technology, identification, evaluation, selection (TIES) 방법을 사용한다. IES 방법은 기술적으로 실행 가능한 대안을 정확하고, 빠르게 식별하여 설계 비용 및 시간을 줄일 수 있으며, 응답 표면 방법론(Response Surface Method) 및 몬테카를로 시뮬레이션과 같은 다양한 확률적 방법을 사용하여 방법론적 접근 방식을 제공한다[13].

2.4.1. Problem Definition

TIES 방법의 첫 번째 단계는 HALE 태양광 항공기 설계 요구 조건에 따라 문제를 정의하는 것이다. 본 연구에서는 고고도 태양광 항공기의 특성을 고려하여 설계 목표 변수 및 특정 범위를 설정하였다(표 4)[14].

중량당 마력비는 익면하중과 같이 항공기 성능을 결정하는 가장 중요한 요소 중 하나이며 엔진과 전원 선정에 영향을 끼치는 중요한 설계변수이다. 본 연구에서는 다른 태양광 항공기의 순항 상태에 대한 중량당 마력비를 이용하였고 이들의 평균값을 target value로 설정하였다(표 5)

2.4.2. Baseline and Alternative Concepts Identification

항공기 개념 설계 단계에는 설계 요구 조건을 만족시키는 다양한 서브시스템이 있으며, 수많은 조합으로 비교 분석을 수행한다. 태양광 항공기의 주요한 설계 요구 조건은 장기체공 여부이므로, 임무 수행 시 요구 동력과 이용가능동력 계산이 필요하다. 태양광 항공기의 요구동력과 이용가능동력 계산을 위해

필요한 주요 설계 독립 변수를 설정하였다(표 6). 개념설계 단계에서도 설계 독립 변수들이 유동적으로 변화하기 때문에, 최적의 설계 조건을 찾기 위해 특정 범위에서 많은 반복 계산 과정을 거쳐야 한다.[14]

표 4 설계 목표 변수 및 특정 범위

Design Objective	Parameter	Target value	Unit
Energy margin		≥ 0	-
Cruise margin		≥ 0	-
Wing loading		≤ 30	
Power to weight		≤ 0.04	hp/kg
Maximum take-off weight		≤ 300	kg
Lift to drag ratio		≤ 35	

표 5 다른 태양광 항공기의 순항 상태에 대한 중량당 마력비

Design Objective	Parameter	Value	Unit
	Pathfinder	0.034	hp/kg
	Pathfinder plus	0.042	
	Centurion	0.036	
	Zephyr	0.045	

표 6 설계 독립 변수

Design Variables	Min	Max	Unit
Wing area	30	210	
Aspect ratio	10	30	-
Flight speed	18	26	
Battery energy	5	50	kWh
Battery specific energy density	300	600	Wh/kg
Battery efficiency	0.9	0.95	-
Solar cell efficiency	0.15	0.24	-
Solar cell specific mass	0.2	0.7	
Solar cell fill factor	0.78	0.8	-
Airframe weight adjustment factor	0.5	1.2	-
Payload weight	30	50	kg
Payload power	300	600	W

2.4.3. Modeling and Simulation

본 연구에서는, MS Excel 프로그램, SAS사의 JMP, 자체 개발한 태양광 항공기 설계 프로그램을 이용하여 모델링 및 시뮬레이션을 수행하였다. 자체 개발한 태양광 항공기 설계 프로그램은 Microsoft 사의 Excel과 Visual Basic for Application (VBA), Mathworks 사의 MATLAB을 기반으로 한 고고도 장기체공 태양광 항공기의 초기 사이징을 수행한다. 최적화 알고리즘은 deterministic optimization의 경우 visual basic의 알고리즘을 사용하며, probabilistic optimization의 경우는 matlab의 fmincon 함수를 사용한다(그림 5).

2.4.4. Design Space Exploration

설계 범위 탐색 단계에서는 Design Of Experiment (DOE)와 screening test 기법을 이용하여 설계 목표 변수에 영향을 줄 수 있는 설계 독립 변수들을 확인하고, 그 인자 간의 관계를 모델링 한다. 그 후, 선별된 설계 독립 변수 간의 조합을 통해 얻어진 회귀분석식을 활용하여 몬테카를로 시뮬레이션을 수행한다. 즉, 수많은 설계 변수 조합을 이용하여 가능한 설계 범위를 찾아 설계 목표 변수의 실현 가능성을 확인하였다.

2.4.4.1. Design of Experiment

본 연구에서는 엑셀과 VBA로 이루어진 framework를 이용하여, 성능에 영향을 미치는 변수를 알아내고, 그 인자 간의 관계를 알아보기 위해 실험계획법(Design Of Experiment)을 구성하였다(그림 6). Input variable은 표 6에서 정의한 성능에 영향을 미치는 주요 설계 변수이며, Output variable은 표 4에서 정의한 항공기 성능 지표 변수이다.

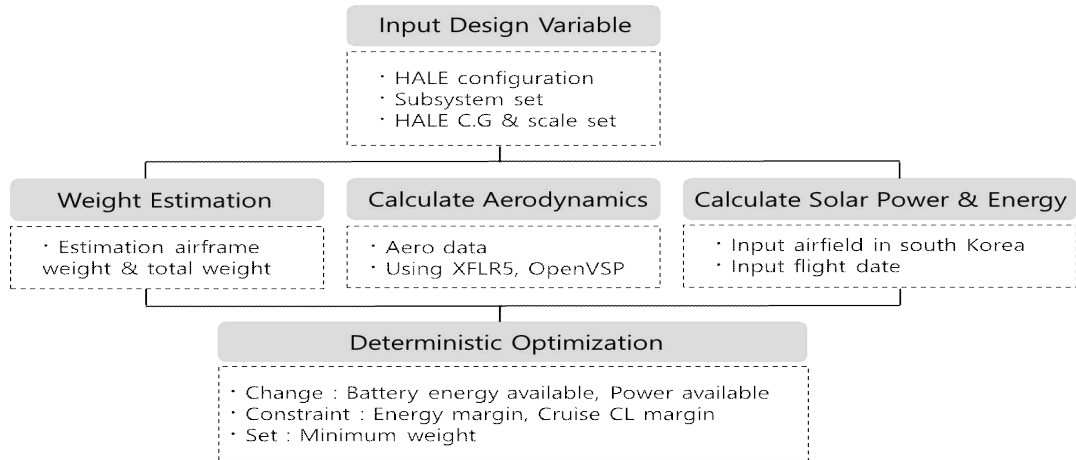


그림 5 자체 개발 태양광 항공기 설계 프레임워크 흐름도

	S [m]	AR	V [m/s]		Energy Margin	Cruise CL Margin	Wing Loading [N/m ²]
case1	30	10	18	18	-0.56485711	1.082473383	49.83109048
case2	30	10	18	18	-0.589928853	1.271181577	27.30908898
case3	30	10	18	18	-0.73821902	1.071310215	51.16339563
case4	30	10	18	18	-0.419651863	1.182391048	37.90608743
case5	30	10	18	18	-0.320188364	1.10815572	46.7659473
case6	30	10	18	18	0.297688808	1.239194326	31.12671293
case7	30	10	18	18	0.227851255	1.206262499	35.05707034
case8	30	10	18	18	-0.337083454	1.096701406	48.13300017
case9	30	10	18	18	-0.428259683	1.176268634	38.63678708
case10	30	10	18	18	-0.638777323	1.194097398	36.50895442
case11	30	10	18	18	-0.830183509	0.956183406	64.90358415
case12	30	10	18	18	-0.32238517	1.259695683	28.67991088
case13	30	10	18	18	-0.195294615	1.19833093	36.00368959
case14	30	10	18	18	0.122446689	1.161343962	40.41802129
case15	30	10	18	18	0.014365036	1.117692143	45.62779145
case16	30	10	18	18	-0.222027724	1.177648795	38.47206718

그림 6 태양광 항공기 설계 실험계획법

2.4.4.2. Screening Test

Screening test는 설계 목표 변수에 가장 많은 영향을 끼치는 변수들을 찾기 위해 사용되는 실험 계획 방법 중 하나이다. 본 연구에서는 인자의 수준은 최대값과 최소값만을 구분할 수 있게 2개의 인자 수준으로 구성하였다. Input variable들의 조합은 JMP 프로그램을 이용하여 생성한다(그림 7). 왼쪽 그림은 부분 요인배치법을 이용하여 실험 설계를 구성하였으며, 앞서 말한 것과 같이 -1, 1은 2개의 인자 수준을 나타낸다. 이를 Excel을 이용하여, 실제 값 스케일에 맞게 변환한 것이 오른쪽 그림과 같다. 부분 요인배치에 나타난 -1은 실제 값의 최소값, 1은 최대값을 나타낸다.

Pattern	Wing area [m ²]	Aspect ratio [-]	Flight speed [m/s]
1	30	10	18
2	30	10	18
3	30	10	18
4	30	10	18
5	30	10	18
6	30	10	18
7	30	10	18
8	30	10	18
9	30	10	18
10	30	10	18
11	30	10	18
12	30	10	18
13	30	10	18
14	30	10	18
15	30	10	18
16	30	10	18
17	30	10	26

그림 7 부분 요인 배치법으로 생성한 설계변수의 조합

이와같이 부분 요인 배치법으로 생성한 설계변수의 조합과 그에 따른 성능지표를 이용하여 도출한 회귀 분석 결과 그래프는 그림 8과 같다. 이 그래프에서 각각의 작은 점들은 128개의 경우들을 나타내며, 빨간색 점선은 모델이 얼마나 잘 예측되었는지 나타낸다. 빨간색 선은 완벽한 모델을 나타내며, 점선이 이 빨간색 선과 가까울수록 잘 fitting 되었다고 볼 수 있다. 하지만, 스크리닝 테스트 단계는 선형 DOE를 사용하여 성능에 가장 큰 영향을 끼치는 변수를 확인하기 위함으므로, 두 개의 점선 사이의 간격이

큰 것으로 판단된다. 또한, 최적화된 RSE(Response surface equations)를 평가할 수 있는 지표 중 하나인 결정계수(R^2)은 회귀함수 모델이 예측값들에 얼마나 적절한지를 나타내는 지표로써 데이터의 분산비를 나타낸다. 결정계수의 값은 항상 0과 1 사이의 값을 가지며 1에 가까울수록 목표 설계변수와 독립의 관계를 잘 설명할 수 있다고 판단된다. 결정계수 또한 몇 개의 변수에 대해서는 만족스럽지 못한 값을 나타낸다(표 7). 따라서 pareto plot과 p-value값을 통해 목표 설계변수에 가장 많은 영향을 끼치는 독립 변수를 선별 후, 반응표면법을 이용한 회귀분석 결과와 비교한다.

표 7 스크리닝 테스트를 통한 결정계수

Classification	R^2
Energy margin	0.80
Cruise CL margin	0.98
Wing loading	0.87
Power to weight	0.93
Maximum take-off weight	0.88
Lift to drag ratio	0.98

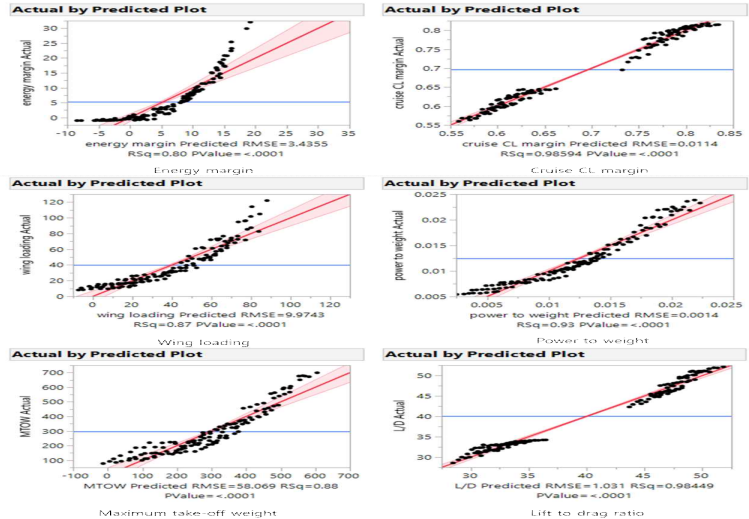
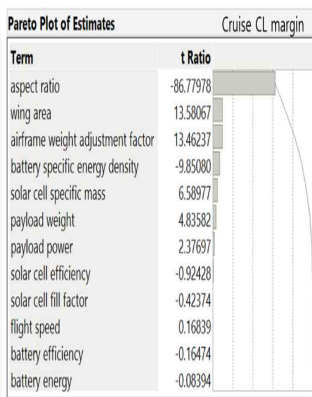
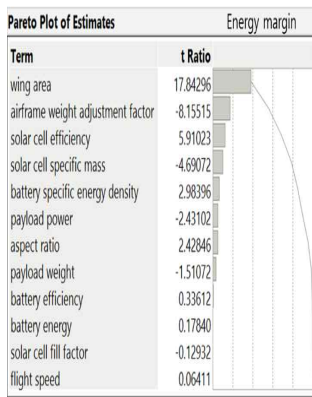


그림 8 설계목표 변수와 예측 설계변수 오차

파레토 그래프(그림 9)는 각각의 설계 독립변수에 대한 반응을 표현한 것이며, 각 그래프에 있는 선은 설계 독립 변수의 누적효과를 보여준다. 파레토 플롯은 반응에 가장 중요한 기여자를 시각적으로 결정하는 수단이며 매개변수 추정치를 사용하여 중요한 변수를 수치적으로 결정할 수 있다. 그림 10에서 첫 번째 열의 "Prob>|t|"를 보면 이 값이 0.05보다 작으면 변수 추정치가 반응에 상당한 영향을 미친다. 표 8과 같이 파레토 플롯과 설계 독립변수를 변수 추정치가 0.05 미만으로 비교하여 가장 영향력 있는 설계 독립변수를 선정할 수 있다.



Parameter Estimate Population		Parameter Estimate Population			
Term	Energy margin	Prob> t	Term	Cruise CL margin	Prob> t
Intercept		<.0001*	Intercept		<.0001*
wing area		<.0001*	wing area		<.0001*
aspect ratio		0.0162*	aspect ratio		<.0001*
flight speed		0.9490	flight speed		0.8666
battery energy		0.8587	battery energy		0.9332
solar cell efficiency		<.0001*	solar cell efficiency		0.3573
solar cell specific mass		<.0001*	solar cell specific mass		<.0001*
battery specific energy density		0.0035*	battery specific energy density		<.0001*
solar cell fill factor		0.8973	solar cell fill factor		0.6725
airframe weight adjustment factor		<.0001*	airframe weight adjustment factor		<.0001*
payload weight		0.1336	payload weight		<.0001*
payload power		0.0166*	payload power		0.0191*
battery efficiency		0.7374	battery efficiency		0.8694

그림9 설계목표 변수의 Pareto plot

그림 10 설계목표 변수의 P-value

표 8 선택된 설계 독립변수

Classification	Unit
Aspect ratio (X1)	-
Wing area (X2)	-
Airframe weight adjustment factor (X3)	-
Battery specific energy density (X4)	Wh/kg
Solar cell specific mass (X5)	-
Solar cell efficiency (X6)	-
Payload weight (X7)	kg

2.4.4.3. Response Surface Equations

반응표면법은 수학적, 통계적 기법을 이용하여 실증모형을 구축하고 설계실험을 통해 다양한 독립변수의 영향을 받는 반응을 최적화하는 방법이다. 이는 아래 식을 이용하여 최적화를 수행했다.

$$R = b_0 + \sum_{i=1}^k b_k b_i + \sum_{i=1}^k b_{ii} k_i^2 + \sum_{j=1}^{k-1} \sum_{i=j+1}^k b_{ij} k_i k_j \quad (3)$$

여기서 b_i 는 선형 항에 대한 회귀 계수, b_{ii} 는 순수 2차 항에 대한 계수, b_{ij} 는 외적 항에 대한 계수, k_i, k_j 는 설계 변수이고 $k_i k_j$ 는 두 설계 변수 간의 상호작용을 나타낸다.

중심 합성 설계는 2차 모델을 최적화하기 위해 실험 횟수를 최소화하는 방법으로 factorial point, axis point 및 하나의 중심점으로 구성된다. 본 연구에서는 JMP를 이용하여 144개의 경우와 2개의 중심점으로 중심구성을 설계하였다[14]. 이후 screening test와 같이 실제값 척도로 환산한 후 각 경우에 대한 성능변수를 도출하기 위한 실험 설계를 수행한다. 회귀분석 결과 그래프는 회귀식으로 계산된 값과 실제 값을 비교한 그래프이다(그림 11). 결정계수(R^2)는 표 9와 같이 1에 가까운 값을 나타내 목표 설계 변수와 독립 변수 간의 관계를 잘 설명하고 있다고 판단된다.

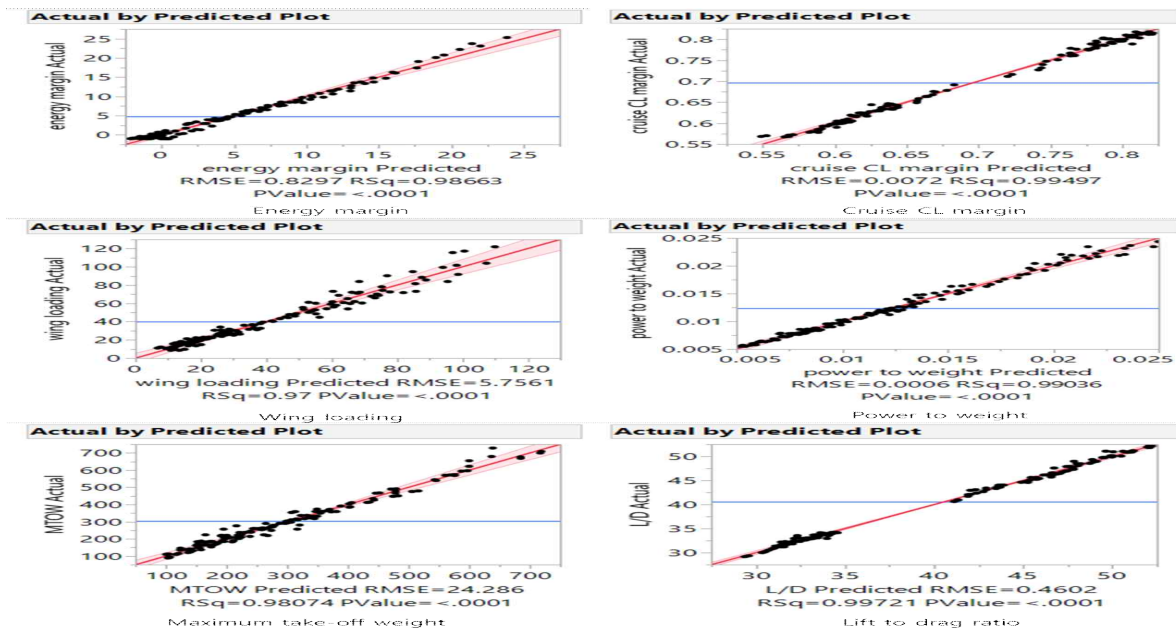


그림 11 설계목표변수 회귀분석 결과

그림 12는 선별된 설계 독립 변수와 설계 목표 변수 간의 관계를 나타내는 그래프이다. 가로축은 선별된 7개의 설계 독립 변수이며, 세로축은 항공기 성능을 나타내는 설계 목표 변수이다. 각각의 기울기는 독립 변수에 대한 민감도를 나타내며, 기울기가 클수록 높은 민감도를 의미한다. solar cell efficiency (X6)와 lift to drag ratio 간의 관계를 보면 그래프의 기울기가 거의 0인 것을 볼 수 있다. 이것은 설계 독립 변수인 solar cell efficiency는 lift to drag ratio에 영향을 끼치지 않는 것이라 할 수 있다.

표 9 반응표면법의 결정계수

Classification	R^2
Energy margin	0.98
Cruise CL margin	0.99
Wing loading	0.97
Power to weight	0.99
Maximum take-off weight	0.98
Lift to drag ratio	0.99

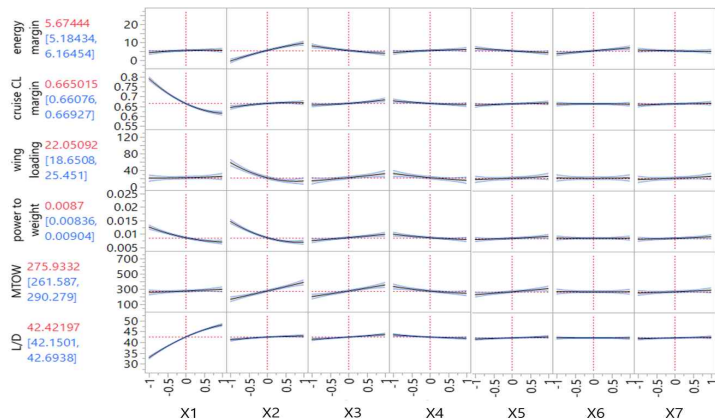


그림 12 태양광 항공기 설계변수들의 민감도 해석

2.4.4.4. Monte Carlo Simulation

본 연구에서는 반응표면식으로 도출된 모델을 사용하여, 설정한 설계 범위에서 난수를 발생시켜 몬테카를로 시뮬레이션을 수행하였다. 앞서 수행한 반응표면법을 통해 설계 독립 변수와 그 조합에 대한 회귀식을 도출할 수 있으며, 회귀계수 일부를 표 10에 나타내었다. 회귀분석으로 얻어진 식을 활용하면 앞서 screening test와 response surface method를 위해 수행했던 실험계획법에 소요되는 시간을 크게 줄일 수 있어 전체적인 설계점을 효율적으로 찾을 수 있다.

표 10 반응표면법을 통해 얻은 회귀계수

Term	Coefficient 0	Energy margin	Cruise CL margin	Wing loading	Power to weight	MTOW	L/D
Intercept		5.6744402	0.6650154	22.050922	0.0086995	275.93324	42.421967
X1	1	0.6571896	-0.088213	1.9467486	-0.002776	20.176525	7.6194431
X2	2	4.9859003	0.0123377	-22.27077	-0.003865	109.77545	0.8983693
X6	6	1.6283823	-0.0002	0.0054501	-1.53E-05	-1.101578	-0.020115
X7	7	-0.369128	0.0048192	3.6321042	0.0004572	17.756339	0.3599512
X1*X2	8	0.4058366	-0.000197	-0.402404	0.0009461	12.931237	0.3442399
X1*X3	9	-0.257698	0.0011105	2.1714567	-0.000124	12.641186	0.5162137
X2*X3	10	-1.770666	-0.000771	-3.399809	-8.77E-05	38.632906	0.0730174
X1*X4	11	-0.112561	0.001	-1.449206	0.000188	0.2269078	-0.239081
X2*X4	12	0.4654624	0.0063927	6.1476589	0.0005298	-0.285488	0.4482012
X3*X4	13	-0.120866	0.0013876	-1.169206	-1.12E-05	-11.13944	0.0117486
X1*X5	14	0.1416216	-0.00126	-0.141218	-0.000214	-4.280571	0.1126826
X2*X5	15	-1.103214	0.0010159	-0.563709	0.0001007	26.311474	0.1404522
X3*X5	16	0.5025523	-0.002405	0.1832199	-2.03E-05	3.300697	-0.150371
X4*X5	17	-0.06025	0.0009132	-0.423694	-2.25E-05	-6.262813	0.029551
X4*X4	32	-0.304312	0.0033008	1.8076211	0.000278	15.459573	0.2661257
X5*X5	33	0.1360807	-0.001083	0.7086743	9.95E-05	2.0162225	-0.01644
X6*X6	34	0.0371196	-0.001312	0.7013418	0.0001177	1.9264926	-0.024001
X7*X7	35	0.0474087	-0.001495	0.6857214	0.000112	1.7354139	-0.030951

이후, 엑셀에서 Random 함수를 이용하여 -1, 1 사이의 난수를 10,000번 발생시키고, 회귀식을 통해 10,000개에 대한 설계 목표 변수 값을 계산하였다. 몬테카를로 시뮬레이션 결과 그래프는 10,000개의 설계 목표 변수 값에 대한 빈도수를 나타내며, 각각의 목표 변수에 영향을 주는 다양한 요소를 고려해서 만들어진 확률모델이다(그림 13).

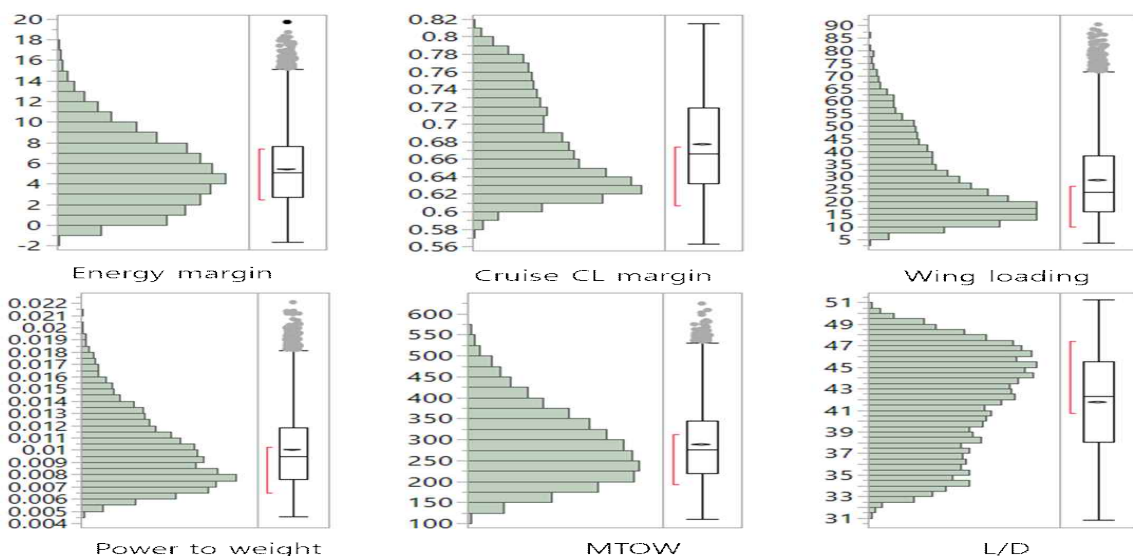


그림 13 독립설계변수 분포

2.5. Determination of System Feasibility/Viability

몬테카를로 시뮬레이션 결과를 이용하여, 설계 목표 변수의 설계 실행 가능성을 판단하였다. 설계 실행 가능성은 누적분포함수(CDF)를 통해 결정하였으며, 이는 설계 독립 변수 범위들의 모든 기하학적 조합에 따른 설계 결과를 나타낸다.

2.5.1. Cumulative Distribution Function

누적분포함수는 실수값을 가지는 확률변수 x 의 확률적 분포를 표현하기 위해 사용되며, 누적이라는 단어가 붙은 이유는 확률밀도함수(probability density function)의 적분값의 의미를 가지기 때문이다. 즉, 어느 점의 확률(point probability)은 아래 식과 같이 나타낼 수 있다. 누적분포함수는 증가함수 형태를 가지기 때문에 특정값보다 작거나 같은 확률을 쉽게 확인할 수 있다.

그림 14는 설계 목표 변수의 설계 가능한 범위에 따른 퍼센트를 그래프로 나타낸 것이다. 가로축은 몬테 카를로 시뮬레이션에 따라 도출된 설계 목표 변수값이며, 세로축은 실현 가능성을 나타내는 퍼센트이다. 예를 들어, wing loading의 경우 목표값이 30 이므로, 이에 따라 세로축에서 62.7%의 설계 확률을 확인할 수 있다. Maximum take off weight의 경우에도, 목표값이 300 kg 이므로, 이에 따라 세로축에서 설계 확률이 59.45%임을 확인할 수 있다. 이를 통해, 앞서 percentile 표로 분석한 설계 확률과 같음을 알 수 있다. 따라서, 모든 목표 설계 변수의 설계 실행 가능성을 판단하였고, 앞서 설명한 설계 독립 변수들의 범위 안에서 목표 설계 변수를 만족시킬 수 있음을 확인하였다.

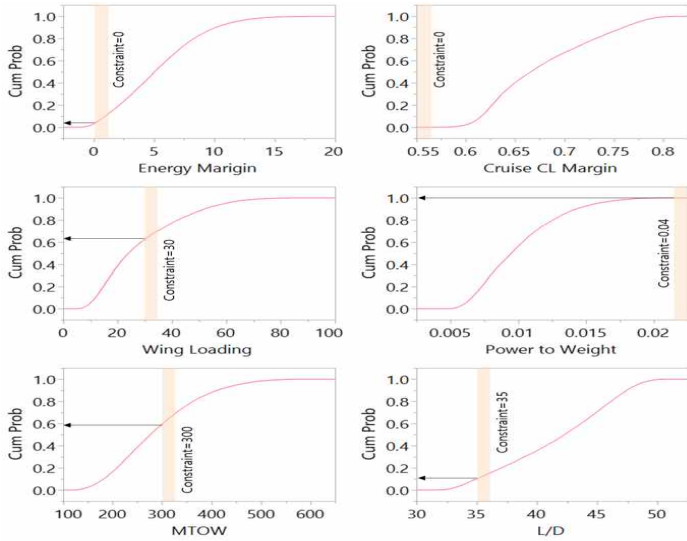


그림 14 목표 설계 변수의 누적 분포도

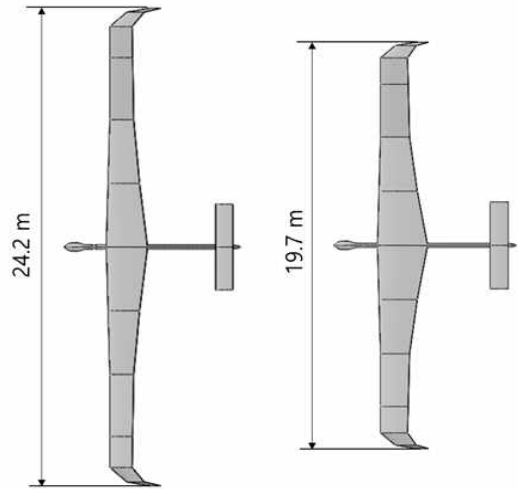


그림 15 초기 기본형상과 최적화된 형상

몬테카를로 시뮬레이션 결과를 이용하여, 설계 목표 변수의 설계 실행 가능성을 누적분포함수를 통해 분석하였다. Energy margin을 만족시킬 수 있는 설계 확률은 96.93%, Cruise CL margin은 100%, Wing loading은 62.7%, power to weight은 100%, maximum take off weight은 59.45%, lift to drag ratio는 10.09%이다. Lift to drag ratio의 설계 가능성이 가장 낮지만, 앞서 설정한 설계 독립 변수들의 범위 안에서 설계 목표 변수를 만족시킬 수 있음을 확인하였다. 이러한 방법들을 사용하여 최적화 형상을 도출하였고(그림 15) 분산전기추진/소형가스터빈과 배터리/연료탱크 교환(그림 16) 등 추가 시스템의 기능의 일부를 개발된 프로그램에 추가하였다.

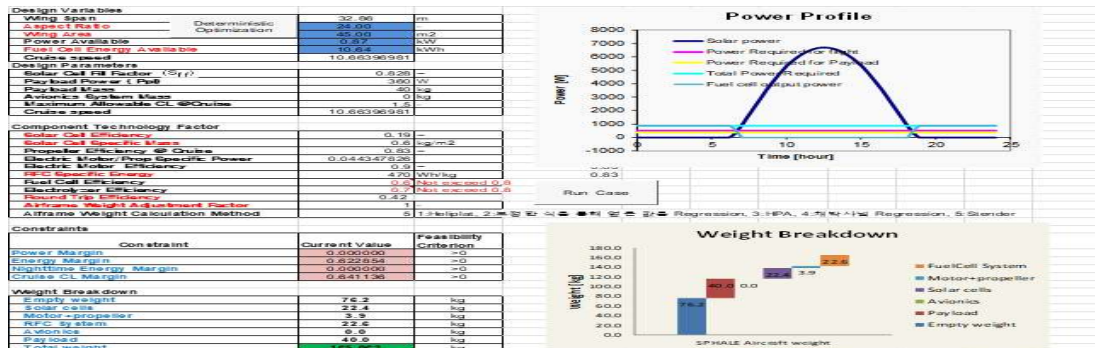


그림 16 개발된 Solar Aircraft Design Framework

3. 연구개발과제의 수행 결과 및 목표 달성 수준

1) 정성적 연구개발성과(연구개발결과)

기존에 개발되어 있던 “Solar Aircraft Design Framework”를 본 연구결과를 활용하여 많은 기능을 추가하는 upgrade를 하였고 상용 최적화 프로그램인 JMP의 결과를 쉽게 import할 수 있도록 수정하였다. 동절기 체공 시간 분석 연구도 수행하여 프로그램에 추가하였다.

2) 세부 정량적 연구개발성과: [붙임1] 참조

3) 목표 달성 수준

추진 목표	달성 내용	달성도 (%)
동절기 부족한 태양광 에너지를 보완할 수 있는 방안 연구	배터리/연료탱크 교환 연구	70
동절기 운용 가능한 최적화된 형상 선정과 개념설계	동절기 운용 가능한 최적화된 형상 선정과 개념설계	100
동절기 장기체공 효율성 분석	배터리 효율 등 시스템 효율에 따른 동절기 체공가능 시간 분석	90

4) 목표 미달 시 원인 분석(해당 시)

해당사항 없음

4-1) 목표 미달 원인(사유) 자체분석 내용

4-2) 자체 보완활동

4-3) 연구개발 과정의 성실성

4. 연구개발성과의 관련 분야에 대한 기여 정도(연구개발결과의 중요성)

감시 및 정찰 목적의 고고도 장기체공 태양광 무인기는 탑재할 수 있는 에너지원이 한정되어 가장 중요한 요소인 체공시간과 비행거리의 제약을 받음. 국내에서는 그 동안 국방과학연구소 주관 하이버드 사업에 440억원을 투자하였으나 비행시험에 실패하였고 한국항공우주연구원에서는 꾸준한 연구를 통하여 EAV-3 (Electrical Aerial Vehicle-3)를 개발하여 비행에 성공하였으나 아직 체공시간이 부족하여 과학기술정보통신부에서는 2022년 3월 20일 상시 재난 감시용 성층권 드론 기술개발 사업 (2022~2025년, 총사업비 375억원) 추진을 위해 한국항공우주연구원 성층권드론기술개발사업단을 선정. 본 연구는 이 사업에 직접적으로 활용할 수 있는 고고도 장기체공 태양광 항공기 설계를 위한 소프트웨어를 개발하였다는 측면에서 기여도가 크다고 사료됨

5. 연구개발성과의 관리 및 활용 계획

○ 본 과제의 연구결과는 국방과학연구소 주도로 개발된 기술시범 사업인 “대체에너지를 아용한 장기

제공 무인비행체(하이버드)”와 한국항공우주연구원 EAV-3의(그림 15, 16) 실용화를 위한 상시 재난 감시용 성층권 드론 기술개발 사업(2022~2025년, 총사업비 375억원)에 직접적으로 활용할 수 있음. 여타 태양광 항공기와 연계하여 궁극적으로 인공위성을 대체하는 하이브리드 고고도 태양광 항공기 개발에 기여할 수 있음



그림 15 항공우주연구원 개발 EAV-3

그림 16 항공우주연구원 개발 EAV-3

- 본 연구개발 성과는 분산 전기추진과 전기항공기 설계에 대한 선진국 수준의 기술 확보로 최근 시장성이 급격히 커지고 있는 도심항공모빌리티(UAM: Urban Air Mobility)에 사용할 전기추진 수직이착륙기(eVTOL: electric Vertical Takeoff and Landing) 개발에 활용이 가능함
- ▶ 틸트날개형인 Airbus사 Vahana (그림 17), Lilium사 Lilium Jet (그림 18), 복합형인 Kittyhawk Aero사 CORA (그림 19), 틸트로터형인 Joby Aviation Joby S4 (그림 20) 수준의 eVTOL 설계 기술 확보



그림 17 Airbus VAHANA PAV

그림 18 Lilium Jet



그림 19 Kitty Hawk Cora

그림 20 Joby S4

- 분산전기추진과 전기항공기 설계 기술은 현대자동차가 1조8천억원을 투자하여 2028년 개발을 목표로 하고 있는 도심항공모빌리티에 사용할 S-A1을 비롯한 2020년 6월 범부처 도심항공교통 로드맵에 제시된 국내 eVTOL 비행체 개발에 활용될 수 있을 것으로 기대됨

6. 참고문헌

1. OpenVSP. Available online: <http://openvsp.org/> (accessed on 11 June 2020).
2. XFLR5. Available online: <http://www.xflr5.tech/xflr5.htm> (accessed on 11 June 2020).
3. Nam, T. A Generalized Sizing Method for Revolutionary Concepts under Probabilistic Design Constraints. Doctor of philosophy in the school of aerospace engineering, Georgia Institute of Technology, Atlanta, May, 2007.
4. Colella, N.; Wenneker, G. Pathfinder: Developing a solar rechargeable aircraft. IEEE Potentials 1996, 15, 18–23.
5. Helios Prototype Solar-Powered Aircraft. Available online: <https://www.nasa.gov/centers/dryden/history/pastprojects/Helios/index.html> (accessed on 20 December 2019).
6. Xin, Z.; Zhou, Z.; Xiaoping, Z.; An, G. Design of a Hand-Launched Solar-Powered Unmanned Aerial Vehicle (UAV) System for Plateau. Appl. Sci. 2020, 10, 1300.
7. Past Projects – Helios Prototype. Available online: <http://www.nasa.gov/centers/dryden/history/pastprojects/Erast/helios.html> (accessed on 26 October 2006).
8. Charles, E.K.; Morris J. Microwave-Powered, Unmanned, High-altitude Airplane. J. Aircr. 1984, 21, 966–970.
9. Noth, A.; Siegwart, R. Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight. Autonomous System Laboratory, Stanford University, Stanford, CA, December, 2006.
10. Anthony, J.C. Effect of Date and Location on Maximum Achievable Altitude for a Solar Powered Aircraft. NASA Contractor Report 202326, March, 1997.
11. Joo, H.; Hwang, H. Surrogate aerodynamic model for initial sizing of solar high-altitude long-endurance UAV. J. Aerosp. Eng. 2017, 30, 04017064.
12. Shin, K.; Hwang, H.; Ahn, J. Mission analysis of solar UAV for high-altitude long-endurance flight. J. Aerosp. Eng. 2018, 31, 04018010.
13. Myers, R.; Carter, K.; Carter, W. Response Surface Methodology. J. Technometrics. 1989, 31, 137–157.
14. Kim, S.; Yun, J.; Hwang, H. Sensitivity Analysis and Technology Evaluation for a Roadable Personal Air Vehicle at the Conceptual Design Stage. Appl. Sci. 2019, 9, 4121.
15. John, D.A. Aircraft performance and design, Tata McGraw-Hill ed.; McGraw-Hill Companies, NY, USA, 2010.
16. Han, H.; Kim, C.; Hwang, H. Initial Sizing of a Glider Type High Altitude Long Endurance Unmanned Aerial Vehicle Using Alternative Energy. J. Korean Society for Aeronautical and Space Science 2014, 42, 47–58.
17. Youghblood, J.W.; Talay, T.A.; Pegg, R.J. Design of Long-Endurance Unmanned Airplanes Incorporating Solar and Fuel Cell Propulsion, AIAA/SAE/ASME 20th Joint Propulsion Conference, Cincinnati, Ohio, USA, June 11–13, 1984.
18. Raymer, D.P. Aircraft Design: A Conceptual Approach, AIAA Education series, 2nd ed; American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, Washington, USA, 1992.
19. Michelle, R.K. TIES for Dummies, 3rd ed.; Aerospace Systems Design Laboratory: Atlanta, GA, USA, 2002.
20. Phillips, W.H. Some Design Considerations for Solar-Powered Aircraft. NASA Technical Paper 1675, NASA Scientific and Technical Information Office, Hampton, Virginia, 1980.
21. Mattos, B.S.; Secco, N.R.; Salles, E.F. Optimal Design of a High-Altitude Solar-Powered Unmanned Airplane. J. Aerospace Technology and Management 2013, 5, 349–361.
22. Bang, S.; Min, S. Reliability-Based Topology Optimization Using Single-Loop Single-Vector Approach. The Korean Society of Mechanical Engineers. 2006, 8, 889–896.
23. JMP. Available online: https://www.jmp.com/ko_kr/home.html (accessed on 11 June 2020).

24. Montgomery, D.C. Design and Analysis of Experiments, 9th ed.; Wiley: Hoboken, NJ, USA, 2017.
25. Derringer, D.; Suich, R. Simultaneous Optimization of Several Response Variables. *J. Qual. Technol.* **2018**, *12*, 214–219.
26. Pal, S.; Gauri, S. A desirability functions–based approach for simultaneous optimization of quantitative and ordinal response variables in industrial processes. *International Journal of Engineering, Science and Technology.* **2018**, *10*, 76–87.

※ 필수제출 자료입니다. 임의로 서식을 삭제하지 마시고 반드시 작성하여 제출해 주시기 바랍니다.

[붙임1] 세부 정량적 연구개발성과

전문학술지 논문게재 성과정보											
과제번호	게재연월	논문제목	총저자명	출처	학술지명	권(호)	학술지구분	sci여부	impact Factor	국제공동연구논문	기여도
2019R1 F1A104 2533	201910	Sensitivity Analysis and Technology Evaluation for a Roadable Personal Air Vehicle at the Conceptual Design Stage	Kim, Seok-Beom; Yun, Ju-Yeol; Hwang, Ho-Yon;	SCI	APPLIED SCIENCES-BASEL	9(19)	국외	SCI등재	2.217	아니오	100
2019R1 F1A104 2533	202010	Derivation of a Wing-Weight Estimation Equation for a Roadable Personal Air Vehicle Using Regression Analyses of Data Obtained from Wing Planform Reference Points	Seokbeom Kim; Bongsul Lee; Ju-Yeol Yun; Jon Ahn; Ho-Yon Hwang	SCI	JOURNAL OF AEROSPACE ENGINEERING	34(1)	국외	SCI등재	1.761	아니오	50
2019R1 F1A104 2533	201908	AEDT(Aviation Environmental Design Tool)를 이용한 전기추진 수직이착륙형 PAV 운영을 위한 소음 분석	윤주열; 이봉술; 황호연	KCI	한국항공학회논문지	23(4)	국내	SCI미등재		아니오	100
2019R1 F1A104 2533	202004	eVTOL PAV 유형별 항속거리 및 항속시간 분석	이봉술; 윤주열; 황호연	KCI	한국항공학회논문지	24(2)	국내	SCI미등재		아니오	100
2019R1 F1A104 2533	202106	다양한 eVTOL 유형별 호버 효율, 회전판 하중 및 필요 배터리 비에너지 분석	김동희; 장한웅; 황호연	KCI	한국항공학회논문지	25(3)	국내	SCI미등재		아니오	50
2019R1 F1A104 2533	202109	도심항공 모빌리티(UAM)를 위한 틸트 덕티드 팬형 eVTOL의 초기 사이징	이상곤; 고보성; 안성호; 황호연	직접입력	한국항공운항학회지	29(3)	국내	SCI미등재		아니오	50

학위배출인력 성과정보							
과제번호	학위취득연월	학위구분	학위취득자				진로
			성명	성별	대학	학과	
2019R1F1A 1042533	202102	석사	이봉술	남성	세종대학교	항공우주공학과	취업(박사후 연구원 포함)
2019R1F1A 1042533	202102	석사	윤주열	남성	세종대학교	항공우주공학과	취업(박사후 연구원 포함)

※ 필수제출 자료입니다. 임의로 서식을 삭제하지 마시고 반드시 작성하여 제출해 주시기 바랍니다.

[붙임2-1] 연구책임자 대표적 연구실적

○ 논문 및 특허 실적(최대 5개 작성)(파란색 글자는 예시임)

번호	구분 (논문/특허)	논문명/특허명	소속기관명	역할	논문게재지/ 특허등록국가	논문게재일 /특허등록일	특기사항 (I.F. 등)
1	논문	Sensitivity Analysis and Technology Evaluation for a Roadable Personal Air Vehicle at the Conceptual Design Stage	세종대학교	교신저자	APPLIED SCIENCES-BASEL	2019.10.30	2.679
2	논문	Derivation of a Wing-Weight Estimation Equation for a Roadable Personal Air Vehicle Using Regression Analyses of Data Obtained from Wing Planform Reference Points	세종대학교	교신저자	JOURNAL OF AEROSPACE ENGINEERING	2021.01.30	1.904
3	논문	eVTOL PAV 유형별 항속거리 및 항속시간 분석	세종대학교	교신저자	한국항공학회 논문지	2020.04.30	
4	논문	다양한 eVTOL 유형별 호버 효율, 회전판 하중 및 필요 배터리 비에너지 분석	세종대학교	교신저자	한국항공학회 논문지	2021.06.30	
5	논문	도심항공 모빌리티(UAM)를 위한 틸트 덕티드 팬 형 eVTOL 의 초기 사이징	세종대학교	교신저자	한국항공운항학회지	2021.09.30	

○ 기타 실적(논문 및 특허 외 기타 실적 입력)

※ 논문과 특허를 제외한 기타 실적을 자유 서식으로 작성

※ 필수제출 자료입니다. 임의로 서식을 삭제하지 마시고 반드시 작성하여 제출해 주시기 바랍니다.

[붙임2-2] 주관연구책임자 대표적 논문·특허실적 요약문

연구실적 유형		논문(○) 특허()		
연구책임자 성명		황호연		
논문/특허명		Sensitivity Analysis and Technology Evaluation for a Roadable Personal Air Vehicle at the Conceptual Design Stage		
논문실적정보 <input type="checkbox"/>	게재지(저널명)	APPLIED SCIENCES-BASEL		
	SCI 등재 여부	등재	Impact Factor 및 인용횟수(SCI)	2.679(5회)
	SCOPUS 등재 여부	등재	인용횟수(SCOPUS)	5회
	ISSN	2076-3417	게재년월	201910
	역할(제1, 교신, 참여)	교신저자	참여자수	3명
특허실적정보 <input type="checkbox"/>	구분		등록(출원) 국가	
	등록(출원) 번호		등록(출원)일	
	등록(출원)자 성명		발명자 성명	
요약문				
<p>Abstract: In this study, the technology identification, evaluation, and selection (TIES) method was implemented to explore an optimum design space appropriate for a personal air vehicle (PAV) at the conceptual design stage. A morphological matrix was employed to identify possible alternative configurations and performance targets. The Microsoft Excel add-in JMP, a commercial statistical tool, and a PAV sizing tool developed for this study were used for modelling and simulation. After the screening test, seven design variables having significant impacts on the design were finally chosen, specifically the range, maximum speed, cruise speed, cruise altitude, passengers, takeoff ground roll, and stall speed. Response surface equations (RSEs) were created as a function of the seven design variables. The generated RSEs were then used to perform a Monte Carlo simulation (MCS) to explore a feasible design space. As a result, it was confirmed that all seven design variables can be employed for an optimization process. In addition, k-factor and technology sensitivity analyses were conducted to evaluate applicable technologies quantitatively. Consequently, the selected set includes a flow circulation flap, leading edge blowing, a nanocoating, liquid metal, and an advanced composite material, which are technologies that greatly influenced the target criteria. Furthermore, the target value variations were analyzed as the k factors changed.</p>				
연구 목표 및 연구내용과의 연관성		기대성과 및 파급 효과		
비행체 설계에 있어서 TIES (technology identification, evaluation, and selection) 방법을 적용하여 최적설계를 수행하는 것을 목표로 함. 고고도 장기체공 태양광 항공기에 적용하여 무게를 최소화하는 최적화 설계에 사용할 수 있음		최근 항공분야에서 가장 각광을 받고 있는 UAM (Urban Air Mobility)에 사용하는 전기동력 수직이착륙기(eVTOL: electric Vertical TakeOff and Landing) 최적설계에 활용할 수 있음		

연구실적 유형		논문(○) 특허()		
연구책임자 성명		황호연		
논문/특허명		Derivation of a Wing-Weight Estimation Equation for a Roadable Personal Air Vehicle Using Regression Analyses of Data Obtained from Wing Planform Reference Points		
논문실적정보 <input type="checkbox"/>	게재지(저널명)	JOURNAL OF AEROSPACE ENGINEERING		
	SCI 등재 여부	등재	Impact Factor 및 인용횟수(SCI)	1.904(0회)
	SCOPUS 등재 여부	등재	인용횟수(SCOPUS)	0회
	ISSN	0893-1321	게재년월	202101
	역할(제1, 교신, 참여)	교신저자	참여자수	5명
특허실적정보 <input type="checkbox"/>	구분		등록(출원) 국가	
	등록(출원) 번호		등록(출원)일	
	등록(출원)자 성명		발명자 성명	
요 약 문				
<p>Abstract: Estimating the wing weights of personal air vehicles (PAVs) is limited by lack of comparable data, as there were no PAV data available to the public. In this study, the limits were confirmed by verifying estimation equations published in the literature. Research was then conducted to derive an equation to estimate PAV wing weight to overcome such limits. To address difficulties which arose during the data collection process, research was conducted on the derivation of a PAV wing-weight estimation equation that could be used in the initial design stage, based on single-engine turbo-propeller aircraft with specifications similar to those of PAVs. The estimation equation was derived using a regression analysis. Typically, data estimation models created with statistical methods frequently result in the overfitting phenomenon, in which the model cannot properly respond to actual data. To address this problem, the model creation and evaluation steps were performed using the K-fold cross-validation method, which was made into a program using Microsoft Excel version 2016 Visual Basics for Application (VBA). The final model was verified using actual data not used in the estimation model creation process. The variations in the final model were examined using a Monte-Carlo simulation. A final equation was derived that also considered the weight increase caused by the installation of a folding mechanism.</p>				
연구 목표 및 연구내용과의 연관성		기대성과 및 파급 효과		
비행체 초기 사이징에 있어서 최우선적으로 구해야 하는 것이 설계이륙총중량이며 이는 과거 유사한 비행체의 무게를 통계적으로 분석한 값을 사용함. 이전에 유사한 비행체가 없는 경우에는 본 연구와 같은 방법으로 비행체 형상으로부터 날개와 비행체 총중량을 유추해야 함		최근 항공분야에서 가장 각광을 받고 있는 UAM (Urban Air Mobility)에 사용하는 전기동력 수직 이착륙기(eVTOL: electric Vertical TakeOff and Landing) 비행체의 날개 무게 및 설계이륙 총중량을 계산하는데 사용할 수 있음		

연구실적 유형		논문(○) 특허()		
연구책임자 성명		황호연		
논문/특허명		eVTOL PAV 유형별 항속거리 및 항속시간 분석		
논문실적정보 <input type="checkbox"/>	게재지(저널명)	한국항공학회논문지		
	SCI 등재 여부	미등재	Impact Factor 및 인용횟수(SCI)	
	SCOPUS 등재 여부		인용횟수(SCOPUS)	
	ISSN	1226-9026 (print) 2288-842X (online)	게재년월	202004
	역할(제1, 교신, 참여)	교신저자	참여자수	3명
특허실적정보 <input type="checkbox"/>	구분		등록(출원) 국가	
	등록(출원) 번호		등록(출원)일	
	등록(출원)자 성명		발명자 성명	
요약문				
<p>자동차 대수의 증가로 인한 지상 교통의 혼잡을 극복하기 위해 많은 회사들이 새로운 방식의 운송 수단인 미래형 개인항공기(PAV)를 제안하였다. 미래형 개인항공기 중에서도 전기를 동력으로 사용하고 수직 이착륙이 가능한 전기수직이착륙(eVTOL)항공기가 주목을 받고 있으며 그러한 항공기들의 형상은 멀티콥터형에서 틸트 덕티드팬까지 다양하다. 본 연구에서는 eVTOL 유형별 장단점 등 특성을 분석하였다. 틸트날개형, 복합형, 멀티콥터형의 대표적인 eVTOL PAV인 바하나, 오로라, 볼로콥터에 대해 구성성분 합계 방식을 사용하여 유해항력을 구하였으며, 항공기 설계 및 공력 해석 프로그램인 OpenVSP와 XFLR5 프로그램을 사용하여 표면적과 유도항력을 구하였다. eVTOL PAV에 사용되는 배터리는 테슬라 2170 배터리로 가정하고 항속거리를 계산하였다. 또한 각 eVTOL에 대해 이착륙 및 순항을 포함한 임무형상별로 에너지소모 및 최대 비행시간을 계산하여 비교하였다.</p>				
연구 목표 및 연구내용과의 연관성		기대성과 및 파급 효과		
전기동력 수직이착륙기(eVTOL)의 유형에 따른 항속거리 및 항속시간을 분석함. 비행체 항력에 따른 비행에 따른 배터리 소모량을 분석하여 항속거리를 계산하는 측면에서 본 연구와 연관성이 있음		비행에 따른 전기 비행체의 에너지 소모, 항속거리 계산 알고리즘은 최근 항공분야에서 가장 각광을 받고 있는 UAM에 사용될 eVTOL 설계에 활용할 수 있음		

연구실적 유형		논문(○) 특허()		
연구책임자 성명		황호연		
논문/특허명		다양한 eVTOL 유형별 호버 효율, 회전판 하중 및 필요 배터리 비에너지 분석		
논문실적정보 <input type="checkbox"/>	게재지(저널명)	한국항공학회논문지		
	SCI 등재 여부	미등재	Impact Factor 및 인용횟수(SCI)	
	SCOPUS 등재 여부		인용횟수(SCOPUS)	
	ISSN	1226-9026 (print) 2288-842X (online)	게재년월	202106
	역할(제1, 교신, 참여)	교신저자	참여자수	3명
특허실적정보 <input type="checkbox"/>	구분		등록(출원) 국가	
	등록(출원) 번호		등록(출원)일	
	등록(출원)자 성명		발명자 성명	
요약문				
<p>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 각광받고 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 운영에 필요한 배터리 비에너지를 계산하고 분석하였다.</p>				
연구 목표 및 연구내용과의 연관성		기대성과 및 파급 효과		
전기동력 수직이착륙기(eVTOL)의 유형별(멀티콥터형, 양력+순항형, 추력편향형) 호버 효율, 회전판 하중을 계산하고 UAM 운영에 필요한 배터리 비에너지를 분석함		최근 항공분야에서 가장 각광을 받고 있는 도심항공교통(UAM)에 사용될 eVTOL 설계에 활용할 수 있음		

연구실적 유형		논문(○) 특허()		
연구책임자 성명		황호연		
논문/특허명		도심항공 모빌리티(UAM)를 위한 틸트 덕티드 팬 형 eVTOL의 초기 사이징		
논문실적정보 <input type="checkbox"/>	게재지(저널명)	한국항공운항학회지		
	SCI 등재 여부	미등재	Impact Factor 및 인용횟수(SCI)	
	SCOPUS 등재 여부		인용횟수(SCOPUS)	
	ISSN	1225-9705 (print) 2466-1791 (online)	게재년월	202109
	역할(제1, 교신, 참여)	교신저자	참여자수	4명
특허실적정보 <input type="checkbox"/>	구분		등록(출원) 국가	
	등록(출원) 번호		등록(출원)일	
	등록(출원)자 성명		발명자 성명	
요 약 문				
<p>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 Belltetrax 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.</p>				
연구 목표 및 연구내용과의 연관성		기대성과 및 파급 효과		
틸트 덕티드 형태의 전기동력 수직이착륙기 (eVTOL) 비행체의 초기 사이징을 수행한 연구임		최근 항공분야에서 가장 각광을 받고 있는 도심 항공교통(UAM)에 사용될 전형적인 항공기와 다른 eVTOL 형상의 항공기 초기 사이징에 설계에 활용할 수 있음		

〈 대표적 연구실적 사본 〉



Article

Sensitivity Analysis and Technology Evaluation for a Roadable Personal Air Vehicle at the Conceptual Design Stage

Seok-Beom Kim, Ju-Yeol Yun and Ho-Yon Hwang * 

Department of Aerospace Engineering, Sejong University, 209, Neungdong-Ro, Gwangjin-Gu, Seoul 05006, Korea; seokbume@nate.com (S.-B.K.); yunjy0517@gmail.com (J.-Y.Y.)

* Correspondence: hyhwang@sejong.edu; Tel.: +82-2-3408-3773

Received: 30 August 2019; Accepted: 26 September 2019; Published: 2 October 2019



Abstract: In this study, the technology identification, evaluation, and selection (TIES) method was implemented to explore an optimum design space appropriate for a personal air vehicle (PAV) at the conceptual design stage. A morphological matrix was employed to identify possible alternative configurations and performance targets. The Microsoft Excel add-in JMP, a commercial statistical tool, and a PAV sizing tool developed for this study were used for modelling and simulation. After the screening test, seven design variables having significant impacts on the design were finally chosen, specifically the range, maximum speed, cruise speed, cruise altitude, passengers, takeoff ground roll, and stall speed. Response surface equations (RSEs) were created as a function of the seven design variables. The generated RSEs were then used to perform a Monte Carlo simulation (MCS) to explore a feasible design space. As a result, it was confirmed that all seven design variables can be employed for an optimization process. In addition, k-factor and technology sensitivity analyses were conducted to evaluate applicable technologies quantitatively. Consequently, the selected set includes a flow circulation flap, leading edge blowing, a nanocoating, liquid metal, and an advanced composite material, which are technologies that greatly influenced the target criteria. Furthermore, the target value variations were analyzed as the k factors changed.

Keywords: personal air vehicle; PAV; PAV design; aircraft design parameter; design of experiments; k-factor sensitivity analysis

1. Introduction

A personal air vehicle (PAV), a type of future transportation, is an emerging aviation market that may provide on-demand aviation services to resolve traffic congestion. Because the desire for rapid door-to-door air travel that also avoids traffic jams is drawing attention to new possible transportation systems, it is expected that PAVs will play a key role as one such transportation system in the near future.

In response to this paradigm shift, the U.S. government has initiated several projects, such as the Personal Air Vehicle Exploration (PAVE) and the Next Generation Air Transportation System (NextGen), focusing especially on the Small Aircraft Transportation System (SATS). In addition, certain aviation companies such as Terafugia, AeroMobil, and PAL-V are pioneering new markets for roadable PAVs.

A team of researchers at the Georgia Institute of Technology has conducted research to develop promising roadable aircraft concepts that meet a set of potential design requirements. In their research, a notional roadable aircraft concept was designed and analyzed to meet a generic set of roadable aircraft performance requirements. Subsequently, a number of different propulsion system architectures were considered and quantitatively compared. Finally, requirement and technology trade-off studies were conducted in relation to a notional roadable aircraft concept [1].

and a PAV sizing tool developed for this study were utilized. To explore the design space, both a screening test and a Pareto front analysis were conducted to determine the design variables that had the greatest influence on the design. As a result, seven design variables were finally chosen, specifically the range, maximum speed, cruise speed, cruise altitude, passengers, takeoff ground roll, and stall speed. A CCD was constructed to sample experimental points with the selected design variables. RSE values were then generated using the sample points. To evaluate the accuracy of the generated RSEs, the coefficient of determination was calculated and evaluated. Consequently, it was found that the metric values are close to 1. Using the generated RSEs, an MCS was performed to propagate the metrics of interest and to explore the design space within the provided design ranges. Based on the results from the MCS, it was observed that a probability of meeting the target value for the MTOW is 26.7%. Similarly, the wing span value was 100%, the wing root chord value was 2.5%, the W/S ratio was 50%, and the P/W ratio was 50%. Moreover, the design range for fuel efficiency was estimated to be from 0.061 hp/lb to 0.089 hp/lb; therefore, it was confirmed that all design variables could be used for the optimization process. The optimized design variables were then acquired using JMP's desirability function. However, it was found that the wing root chord design variable could not reach the target value, as expected.

In the technology identification and evaluation steps, several applicable technologies having significant impacts on the design were explored to determine if the technologies allow the design variables to meet the target values by infusing suitable technologies. Finally, eight technologies were chosen for the wing root chord design variable. In addition, a k-factor sensitivity analysis was performed to assess the technologies quantitatively. As a result, it was observed that the factors of flow circulation flap, leading edge blowing, nanocoating, liquid metal, and advanced composite material had the greatest influence on the target values. Furthermore, the variations in the target values were analyzed as the k factors changed.

Author Contributions: S.-B.K. was responsible for all tasks related to the work, from conceptualization, establishing the methodology, to data analysis entirely; J.-Y.Y. was responsible for the writing of the original manuscript; H.-Y.H. managed the overall project and reviewed it.

Funding: This work was supported by the National Research Foundation of Korea (NRF) grant funded by the Korean government (MSIT) (No. 2019R1F1A1042533).

Conflicts of Interest: The authors declare no conflict of interest.

References

1. Lim, D.W.; Justin, C.; Mavris, D. Advanced general aviation concept study for a roadable aircraft. In Proceedings of the 15th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operation Conference, Dallas, TX, USA, 22–26 June 2015; AIAA paper 2015–3001.
2. Vanderplaats, G.N. *Numerical Optimization Techniques for Engineering Design*, 3rd ed.; McGraw-Hill: New York, NY, USA, 2001.
3. Du, S.; Wang, L. Aircraft Design Optimization with Uncertainty Based on Fuzzy Clustering Analysis. *J. Aerosp. Eng.* **2016**, *29*, 04015032. [[CrossRef](#)]
4. Li, N.; Tan, R.; Huang, Z. Agile decision support system for aircraft design. *J. Aerosp. Eng.* **2016**, *29*, 04015044. [[CrossRef](#)]
5. Chung, P.; Ma, D.; Shiao, J. Design, Manufacturing, and Flight Testing of an Experimental Flying Wing UAV. *Appl. Sci.* **2019**, *9*, 3043. [[CrossRef](#)]
6. Gokcin, C.; Mathias, E.; Dimitri, N.M. A Methodology for Sizing and Analysis of Electric Propulsion Subsystems for Unmanned Aerial Vehicles. In Proceedings of the 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA SciTech Forum, San Diego, CA, USA, 4–8 January 2016.
7. Cambone, S.A.; Krieg, K.J.; Pace, P.; Wells, L., II. *Unmanned Aircraft Systems Roadmap 2005–2030*; U.S. Dept. of Defense: Washington, DC, USA, 2005.
8. Brandt, S.A.; Gilliam, F.T. Design Analysis Methodology for Solar-Powered Aircraft. *J. Aircr.* **1995**, *32*, 703–709. [[CrossRef](#)]


ASCE

Derivation of a Wing-Weight Estimation Equation for a Roadable Personal Air Vehicle Using Regression Analyses of Data Obtained from Wing Planform Reference Points

 Seokbeom Kim¹; Bongsul Lee²; Ju-Yeol Yun³; Jon Ahn⁴; and Ho-Yon Hwang⁵

Abstract: Estimating the wing weights of personal air vehicles (PAVs) is limited by lack of comparable data, as there were no PAV data available to the public. In this study, the limits were confirmed by verifying estimation equations published in the literature. Research was then conducted to derive an equation to estimate PAV wing weight to overcome such limits. To address difficulties which arose during the data collection process, research was conducted on the derivation of a PAV wing-weight estimation equation that could be used in the initial design stage, based on single-engine turbo-propeller aircraft with specifications similar to those of PAVs. The estimation equation was derived using a regression analysis. Typically, data estimation models created with statistical methods frequently result in the overfitting phenomenon, in which the model cannot properly respond to actual data. To address this problem, the model creation and evaluation steps were performed using the K-fold cross-validation method, which was made into a program using Microsoft Excel version 2016 Visual Basics for Application (VBA). The final model was verified using actual data not used in the estimation model creation process. The variations in the final model were examined using a Monte-Carlo simulation. A final equation was derived that also considered the weight increase caused by the installation of a folding mechanism. DOI: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0001220. © 2020 American Society of Civil Engineers.

Author keywords: Aircraft weight estimation; Wing-weight estimation; Personal air vehicle (PAV); Aircraft design.

Introduction

Personal air vehicles (PAVs) are receiving increasing attention as a potential solution to the saturated state of ground transportation. PAVs combine the functions of aircraft and automobiles, allowing them to provide true door-to-door transportation service. Capable of operating in both air and ground modes, they eliminate the inconvenience of transferring passengers between different vehicles. This supplemental personal air transportation network would do what car, airline, or railroad networks could never do (Moore 2006). Outside of a few notable personal air vehicle (PAV) studies and concepts proposed by the National Aeronautics and Space Administration (NASA), there have been only a limited number of rigorous quantitative engineering analyses that would enable the industry to

gauge their economic viability as well as the technical feasibility of the proposed concepts.

Unmanned aerial vehicles (UAV) are also being studied. Recently, for example, Chung et al. (2019) presented the design, manufacturing, and flight testing of an electric-powered experimental flying wing UAV. The design process begins with defining performance requirements including the stall speed, maximal speed, cruise altitude, absolute ceiling, and turn radius and speed. Gokcin developed a methodology for sizing the electric propulsion subsystems of UAVs (Gokcin et al. 2016). An electric-powered UAV is heavier than a petroleum-powered UAV in all scenarios. A report from the US Department of Defense (DoD) has addressed some of the significant technology needed for various UAVs (Cambone et al. 2005).

Sunlight is considered inexhaustible, and solar-powered UAVs can theoretically operate in continuous flight as long as they do not require maintenance. For this reason, many researchers have focused on developing solar-powered aircrafts. Brandt presented a methodology for the conceptual design of a solar-powered aircraft (Brandt and Gilliam 1995).

Aircraft sizing is a critical aspect of system-level study because it is a prerequisite for most design and analysis activities, including those related to the internal layout as well as cost and system effectiveness analyses (Lim et al. 2015; Raymer 2018). For instance, one aspect of aircraft sizing, the initial estimation of the thrust or power required, is a primary input for any preliminary investigation of engines, particularly if a new propulsion system is being jointly developed.

Having an optimization process is vital during the aircraft conceptual design process because it ultimately enables maximum aircraft performance by considering multiple different design variables (Shin et al. 2018). Among these, an aerodynamic analysis for initial sizing is typically conducted using a surrogate modeling technique. Typically, the surrogate model is used to retain the predictive

¹Graduate Student, Dept. of Aerospace Engineering, Sejong Univ., 209, Neungdong-Ro, Gwangjin-Gu, Seoul 05006, Korea. Email: seokbume@nate.com

²Graduate Student, Dept. of Aerospace Engineering, Sejong Univ., 209, Neungdong-Ro, Gwangjin-Gu, Seoul 05006, Korea. Email: bongsul.26@gmail.com

³Graduate Student, Dept. of Aerospace Engineering, Sejong Univ., 209, Neungdong-Ro, Gwangjin-Gu, Seoul 05006, Korea. Email: yunjy0517@gmail.com

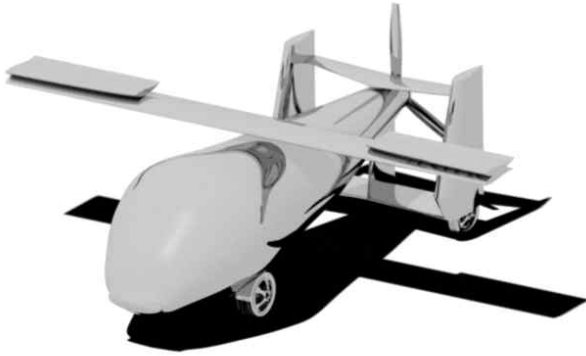
⁴Associate Professor, Dept. of Aerospace Engineering, Sejong Univ., 209, Neungdong-Ro, Gwangjin-Gu, Seoul 05006, Korea. ORCID: <https://orcid.org/0000-0001-5939-6028>. Email: jonahn@sejong.ac.kr

⁵Professor, Dept. of Aerospace Engineering, Sejong Univ., 209, Neungdong-Ro, Gwangjin-Gu, Seoul 05006, Korea (corresponding author). ORCID: <https://orcid.org/0000-0003-0278-2926>. Email: hyhwang@sejong.edu

Note. This manuscript was submitted on October 17, 2019; approved on August 7, 2020; published online on October 15, 2020. Discussion period open until March 15, 2021; separate discussions must be submitted for individual papers. This paper is part of the *Journal of Aerospace Engineering*, © ASCE, ISSN 0893-1321.

Table 18. Results of case 6's wing-weight estimation equation

Aircraft	True value [kg (lb)]	Estimation value [kg (lb)]	Error (%)
Cessna 150	98.0 (216)	92.5 (204)	5
Cessna 172	102.5 (226)	108.4 (239)	6
Cessna 180	106.6 (235)	105.7 (233)	1
L-19A	108.0 (238)	105.7 (233)	2
Saab Safir	125.2 (276)	117.9 (260)	6

**Fig. 7.** Folding wing of a PAV.**Table 19.** Spanwise variation of the folding wing mass increase

Folding axis position	Mass increase (%)
0.32	39
0.48	21
0.64	18

wing surface along its chord. This folding type is the most manufacturable and safe in terms of structural design, and it also results in the lowest mass increase (Yarygina and Popov 2012). Hence, the single-axis folding type was adopted in this research, as shown in Fig. 7.

Folding wings are widely used for carrier-based aircraft to reduce the storage space needed on aircraft carriers. For fixed-wing roadable PAVs, the maximum width of the aircraft should be less than the width of the traffic lanes used when in the ground mode. However, the main disadvantage of a folding wing is that it causes the wing weight to increase. Therefore, the increase in weight due to the folding mechanism must be considered. However, weight increase data pertaining to the folding wings of PAVs is not available. Accordingly, the weight increase data of carrier-based aircraft, mostly fighters, were used in this research.

This study derived a wing-weight estimation equation considering the folding wing-weight increase, using the research of Yarygina and Popov (2012). They confined their study to estimations of the mass increase as determined by the change in wing section structure containing the butt joint and the introduction of additional elements. They also proposed that the mass increase was considerably influenced by the position of the wing-folding axis relative to its wing span.

In this study, the increase in wing weight due to the installation of the wing-folding system was modeled using data from carrier-based aircraft. A regression model of the weight of the folding mechanism was devised using the weight increase rate data according to the position of the folding axis (distance from the aircraft

plane of symmetry) in the carrier-based aircraft. Table 19 shows the relative increases in the wing weights for three wing-folding axis positions (Yarygina and Popov 2012). Using the data in Table 19, the relative increase in the wing weight (Δm) was modeled using an exponential function in a manner approximating the aforementioned regression analysis method. The mass increase (Δm) as a function of the folding axis position (k_{Axis}) can be expressed as

$$\Delta m = 0.1014 \times k_{\text{Axis}}^{-1.142} \quad (14)$$

The determination coefficient R^2 was 0.9452.

Final Model

The wing-weight model for a foldable wing was created by modifying the conventional wing-weight model from Case 6 to account for the weight increase due to the installation of the folding mechanism

$$W_W = 0.411(1 + 0.1014k_{\text{Axis}}^{-1.142})S_W^{0.141}C_{\text{root}}^{0.549}\lambda^{-0.109}b^{1.304} \quad (15)$$

Here, k_{Axis} is the folding axis position, S_W is the wing area, C_{root} is the root chord length, λ is the taper ratio, and b is the span.

Conclusion

This paper investigated a method to estimate the wing weights of PAVs. The study also developed a verification process to test the weight equations. To overcome the difficulty of collecting PAV data, a database was constructed using single-engine turbo-propeller aircraft with similar specifications. The wing area, root chord length, taper ratio, and span were selected as the independent variables through a scatterplot analysis and all possible regressions. A regression model was constructed using the K-fold cross-validation method to address the overfitting that may occur during the creation of the regression model. Finally, a wing-weight equation that accounts for the weight increase due to the installation of a folding mechanism to secure space when in the ground mode was derived.

Although this study focused on estimations of the wing weights of PAVs, it is expected that the method developed here can be applied to estimations of the weights of other PAV subgroups. The subgroup weight equations will be useful for weight and balance analyses of PAVs during the conceptual design stage.

If more aircraft data are used, instead of data from only 27 aircraft as used here, these methods will provide more accurate weight estimations.

Data Availability Statement

Some or all data, models, or code that support the findings of this study are available from the corresponding author upon reasonable request.

Acknowledgments

This work was supported by the National Research Foundation of Korea (NRF) grant funded by the Korean government [Ministry of Science and Information/Communication/Technology (MSIT)] (No. 2019R1F1A1042533) and by the Research Grant from the Korea Agency for Infrastructure Technology Advancement funded by the Ministry of Land, Infrastructure and Transport of the Korean Government (Project No.: 20CTAP-C157731-01).

AEDT(Aviation Environmental Design Tool)를 이용한 전기추진 수직이착륙형 PAV 운영을 위한 소음 분석

Noise Analysis for the Operation of the eVTOL PAV using AEDT (Aviation Environmental Design Tool)

윤주열 · 이봉술 **황호연***
세종대학교 항공우주공학과

Ju-Yeol Yun · Bong-Sul Lee · Ho-Yon Hwang*

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

[요 약]

본 논문에서는 우리나라에서 가장 교통이 혼잡한 수도권에서의 출퇴근 시나리오를 선정하고, 미국연방항공국에서 개발한 AEDT (aviation environmental design tool) 소프트웨어를 사용하여 PAV (personal air vehicle) 운용 시 발생하는 소음 분석을 수행하였다. 미항공우주국에서 선보인 ODM (on-demand mobility) 개념에서 PAV를 운용하기 위한 안전성 다음으로 소음이 중요한 고려요소이다. PAV의 정확한 NPD (noise power distance) 데이터가 공개되어 있지 않는 문제를 해결하고자 eVTOL (electric vertical take off and landing) PAV와 같은 저소음 PAV를 민간용 헬리콥터로 모델링하여 소음 분석을 수행하고, 해당지역의 주거 적합성을 예측하였다. 전기추진과 같은 소음 감소 기술의 적용은 소음 노출 레벨을 큰 폭으로 감소시켰고, 수도권 내에서 소음문제 없이 PAV를 이용한 출퇴근이 실현 가능하다는 결론에 도달하였다.

[Abstract]

In this paper, we selected commuting scenarios in the most congested metropolitan area in Korea, and conducted noise analysis during personal air vehicle (PAV) operation using aviation environmental design tool (AEDT) software which was developed by Federal Aviation Administration (FAA). Noise is the second important factor after safety in order to operate PAVs through concepts such as ODM (on-demand mobility) introduced by National Aeronautics and Space Administration (NASA). Noise analysis were performed by modeling low-noise ePAVs as commercial helicopters and predicted residential suitability in order to resolve problems in which accurate NPD (noise power distance) data from PAVs were not released. The application of noise reduction technology such as electric propulsion has significantly reduced noise exposure levels and has reached the conclusion that commuting with PAVs is feasible without noise problems in the metropolitan area.

Key word : Noise analysis, AEDT, On-demand mobility, Personal air vehicle (PAV), Vertiport, Air taxi.

<https://doi.org/10.12673/jant.2019.23.4.265>



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 22 July 2019; Revised 1 August 2019
Accepted (Publication) 25 August 2019 (30 August 2019)

*Corresponding Author; Ho-Yon Hwang

Tel: +82-2-3408-3773

E-mail: hyhwang@sejong.edu

AEDT(Aviation Environmental Design Tool)를 이용한 전기추진 수직이착륙형 PAV 운영을 위한 소음 분석

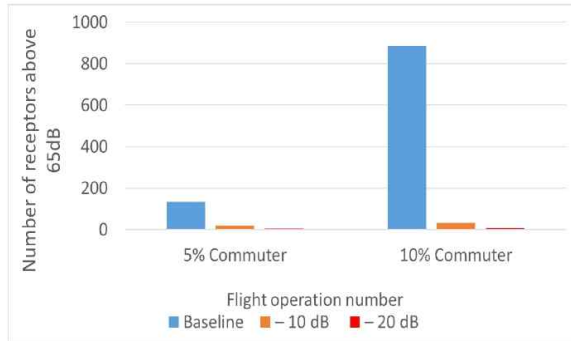


그림 11. 부평에서 서초 시나리오 I 소음 감소 기술 적용 결과
Fig. 11. Noise reduction results for scenario I.

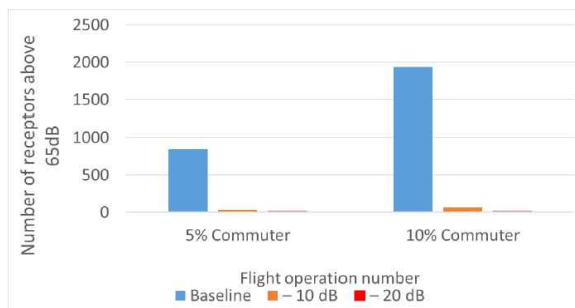


그림 12. 수원에서 서초 시나리오 I 소음 감소 기술 적용 결과
Fig. 12. Noise reduction results for scenario II.

감소 기술을 적용하였음에도 불구하고 vertiport 주변의 소음 영향은 완전히 완화되지 않는 것을 알 수 있었다. 특히 수원 시나리오의 경우, 부평 시나리오보다 출퇴근 인구가 많아 운항수에 영향을 미쳐 65 dB 이상의 소음에 노출되는 receptor 개수가 많다. 이는 수원과 같은 인구 밀집 지역에서 PAV를 운용하기 위해서는 향후 개발될 PAV에 더 효과적인 소음 감소 기술이 적용되어야 함을 나타낸다.

추후 AEDT 내의 지리정보시스템을 이용하여 인구가 밀집되어 있지 않은 지역을 PAV 수직이착륙장과 운용센터로 선정하고, 인구 밀집도에 따라 단일 직선경로가 아닌 비행경로를 고안한다면 소음 노출 감소 효과는 극대화될 것으로 판단된다. 또한 eVTOL PAV의 정확한 NPD 데이터를 확보할 수 있다면 PAV 운용에서 발생하는 소음 영향에 대해 보다 정확하고 합리적인 예측을 할 수 있다고 판단된다.

Acknowledgments

이 성과는 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임(과제번호: 2019R1F1A1042533)

References

- [1] M. D. Moore, K. Goodrich, and K. Antcliff, Hoverless VTOL hyper commuter mission concept, AIAA Aviation, NASA, June 2015.
- [2] S. K. Lee et. al, Study on the improvement of aircraft noise evaluation unit and measurement method, Seoul National University Research Center for Environmental Noise and Vibration, 2016.
- [3] E. H. Lim and H. Y. Hwang, "Noise analysis of new runway at the Gimhae international airport using aviation environmental design tool(AEDT)," *Journal of Advanced Navigation Technology*, Vol. 22, No. 5, pp. 343~350, 2018.
- [4] K. B. Kim, Comparison and correlation analysis of aircraft noise assessment units, Masters dissertation, Seoul National University, Korea, August 2017.
- [5] H. S. Sun and Y. M. Park, Study on the improvement of aircraft noise prediction method, Korea Institute for Environmental Policy and Evaluation, Sejong, Korea, Technical Report KEI RE-19, 2006. 12.
- [6] H. S. Jo, H. Lee, and Y. C. Kim, Estimation and trend analysis of traffic congestion costs in Korea in 2011, 2012, Korea Transport Institute, 2014.
- [7] Korean Statistical Information Service [Internet]. Available: http://kosis.kr/statisticsList/statisticsListIndex.do?menuId=M_01_01&vwcd=MT_ZTITLE&parmTabId=M_01_01#SelectStatsBoxDiv
- [8] Federal Aviation Administration, MASTER-US aircraft registration, [Internet]. Available: https://www.faa.gov/licenses_certificates/aircraft_certification/aircraft_registry/releasable_aircraft_download/, Retrieved June 2015.
- [9] J. H. Kim, D. Lim, S. G. Min, and Mavris, D., "Prediction of Community Noise Impacts from Commercialization of Vertical Takeoff and Landing Personal Air Vehicles," in *15th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, AIAA 2015-3001, Dallas: TX, 2015.
- [10] E. H. Lim and H. Y. Hwang, "The selection of vertiport location for on-demand mobility and its application to Seoul metro area," *International Journal of Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 20, No. 1, pp. 260~272, March, 2019
- [11] Federal Aviation Administration. —Aircraft Noise Issues, [Internet]. Available: http://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/apl/noise_emissions/airport_noise_issues/, Retrieved June 2015.

eVTOL PAV 유형별 항속거리 및 항속시간 분석

Flight Range and Time Analysis for Classification of eVTOL PAV

이 봉술 · 윤주열 · **황호연***

세종대학교 항공우주공학과

Bong-Sul Lee · Ju-Yeol Yun · Ho-Yon Hwang*

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

[요 약]

자동차 대수의 증가로 인한 지상 교통의 혼잡을 극복하기 위해 많은 회사들이 새로운 방식의 운송 수단인 미래형 개인항공기(PAV)를 제안하였다. 미래형 개인항공기 중에서도 전기를 동력으로 사용하고 수직 이착륙이 가능한 전기수직이착륙(eVTOL)항공기가 주목을 받고 있으며 그러한 항공기들의 형상은 멀티콥터형에서 틸트 덕티드팬까지 다양하다. 본 연구에서는 eVTOL 유형별 장단점 등 특성을 분석하였다. 틸트날개형, 복합형, 멀티콥터형의 대표적인 eVTOL PAV인 바하나, 오로라, 볼로콥터에 대해 구성성분 합계 방식을 사용하여 유해항력을 구하였으며, 항공기 설계 및 공력 해석 프로그램인 OpenVSP와 XFLR5 프로그램을 사용하여 표면적과 유도항력을 구하였다. eVTOL PAV에 사용되는 배터리는 테슬라 2170 배터리로 가정하고 항속거리를 계산하였다. 또한 각 eVTOL에 대해 이착륙 및 순항을 포함한 임무형상별로 에너지소모 및 최대 비행시간을 계산하여 비교하였다.

[Abstract]

To overcome ground congestions due to growing number of cars, a lot of companies have proposed personal aerial vehicle (PAV). Among PAV, electric vertical take-off and landing (eVTOL) aircrafts capable of vertical take-off and landing with electric power are drawing attention, and their configurations vary from multicopters to tilt ducted fans. This study tries to analyze the characteristics of each eVTOL design configurations. Parasite drag was calculated using component build up method for Vahana, Aurora, Volocopter representing each eVTOL PAV type of tilt-wing, compound, and multicopter. Wetted area and induced drag was calculated using OpenVSP and XFLR5 that are aircraft design and aerodynamic analysis software. The batteries used in the eVTOL PAV was assumed as Tesla 2170 batteries and flight ranges were calculated. Also, energy consumption and maximum flight time for the given mission profile including take-off and landing, cruising segments were compared for each eVTOL.

Key word : eVTOL, PAV, Aircraft design, Range, Flight time.

<https://doi.org/10.12673/jant.2020.24.2.73>



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 24 March 2020; Revised 25 March 2020

Accepted (Publication) 25 April 2020 (30 April 2020)

*Corresponding Author; Ho-Yon Hwang

Tel: +82-2-3408-3773

E-mail: hyhwang@sejong.edu

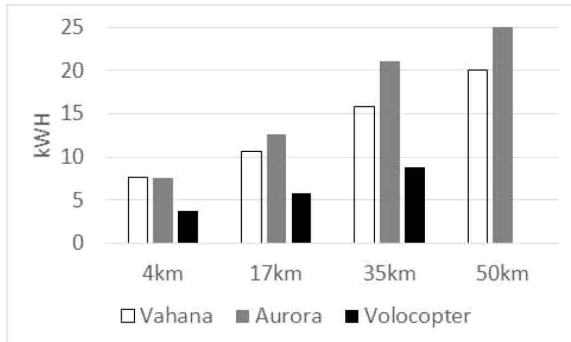


그림 24. 임무거리별 소요에너지

Fig. 24. Energy consumption for each mission range.

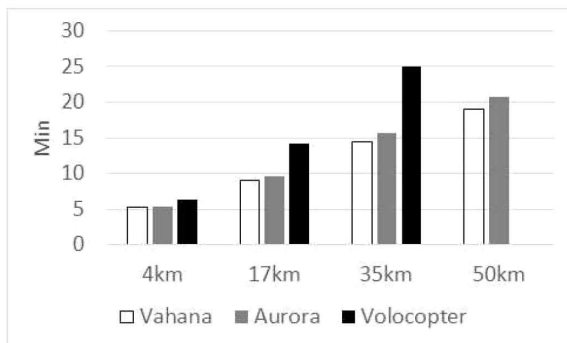


그림 25. 임무거리별 소요시간

Fig. 25. Total time for each mission range.

의 속도가 빠르므로 장거리로 운용할 시 높은 효율을 나타내었다. 또한 틸트날개형이 복합형보다 비행시 에너지소모가 더 적으므로 임무거리가 늘어날수록 틸트날개형이 복합형보다 더 적합한 것을 알 수 있다.

추후 연구에서는 다양한 중량 및 좌석수의 eVTOL PAV를 각각 임무형상에 대해 분석을 수행할 예정이다. 또한 미래에 예상되는 배터리 에너지 밀도가 증가함에 따라 비행시간과 비행거리를 분석하는 민감도 분석 연구를 수행할 예정이다.

Acknowledgement

이 성과는 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임(과제번호 : 2019R1F1A1042533)

References

[1] U.S. Department of Transportation, 2012 urban mobility report released with new congestion measures [Internet]. Available: <https://www.transportation.gov/utc/2012-urban-mobility-report-released-new-congestion-measures>.

[2] M. D. Moore, "Personal air vehicles: a rural/regional and intra-urban on-demand transportation system," in *ALAA international air and space symposium and exposition: the next 100 years*, Dayton: OH, pp. July 2003.

[3] U. S. Department of Energy, Battery500, [Internet]. Available: <https://energystorage.pnnl.gov/battery500.asp>.

[4] Japan today, Sony Developing High-capacity Rechargeable Battery, [Internet]. Available: <https://japantoday.com/category/tech/sony-developing-high-capacity-rechargeable-battery>

[5] Korea Aerospace Research Institute, Optionally piloted personal air vehicle(OPPAV), [Internet]. Available: https://www.kari.re.kr/sub03_01_01.do#link.

[6] HMG journal, Completed with Hyundai Motor-Uber collaboration revealing PAV concept 'S-A1' for the first time, [Internet]. Available: <https://news.hmgjournal.com>.

[7] Airbus, [Internet]. Available: <https://acubed.airbus.com/blog/vahana/>.

[8] Lilium, [Internet]. Available: <https://lilium.com/the-jet>.

[9] Aurora, [Internet]. Available: <https://www.aurora.aero/pav-evtol-passenger-air-vehicle/>.

[10] Electronic VTOL news, Wisk (Kitty Hawk) Cora, [Internet]. Available: <https://evtol.news/aircraft/kitty-hawk-cora/>.

[11] Electronic VTOL news, Volocopter VoloCity, [Internet]. Available: <https://evtol.news/aircraft/volocopter-volocity/#jp-carousel-20461>.

[12] Electronic VTOL news, Ehang 184, [Internet]. Available: <https://evtol.news/aircraft/ehang/>.

[13] Airbus, [Internet]. Available: <https://www.airbus.com/innovation/urban-air-mobility/vehicle-demonstrators/cityairbus.html>.

[14] Wikipedia, Ducted fan, [Internet]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/Ducted_fan.

[15] J. Ahn, J. H. Lee, E. S. Choi, C. J. Hwang, and J. Ju, "Performance prediction and design study of a ducted fan system," *Journal of the Korean Society Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 24, No. 1, pp.79-83, 2013.

[16] W. E. Graf, Effects of duct lip shaping and various control devices on the hover and forward flight performance of ducted fan UAVs, M.S. dissertation, Virginia Polytechnic Institute and State University, U.S., 2005.

[17] Electronic VTOL news, Uber Elevate eCRM-001, [Internet]. Available: <https://evtol.news/aircraft/uber-elevate-ecrm-001/>.

[18] Joby Aviation, [Internet]. Available: <https://www.jobyaviation.com/>.

[19] Electronic VTOL news, Bell Nexus, [Internet]. Available: <https://evtol.news/aircraft/bell-air-taxi/>.

[20] M. Hepperle, "Electronic flight - potential and limitations," in *AVT-209 workshop on energy efficient technologies and*

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

³세종대학교 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

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>

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

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 텍스트론사의 넥서스 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, 2019R1F1A1042533).

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. Electric 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 Aviation S-4, [Internet]. Available: <https://m.blog.naver.com/myungjip/221968688258>
11. SNU Open Courseware, [Internet]. Available: <http://ocw.snu.ac.kr/sites/default/files/NOT>