

익형과 엔진 종류를 고려한 도로주행형 PAV 초기 사이징

Initial Sizing of a Roadable PAV Considering Airfoil and Engine Types

차재영 · 황호연*

세종대학교 항공우주공학과

Jae-Young Cha · Ho-Yon Hwang*

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

[요 약]

많은 나라들에서 늘어가는 자동차로 인한 교통체증에 대체 할 수 있는 새로운 교통수단에 대한 요구가 증가하고 있다. 또한, 경제적인 성장으로 인한 자동차 보유 대수의 증가로 앞으로 교통체증은 더욱 증가할 것이다. 이를 위해 도로주행형 개인용 항공기 (PAV; personal air vehicle)에 관한 많은 연구가 진행 되고 있다. 본 연구에서는 도로주행형 PAV의 사이징에서 엔진과 익형의 종류에 따른 주요 설계 변수인 익면하중과 동력대중량비를 구하기 위한 사이징을 수행하였다. 즉, 사이징 과정에서 국내 환경과 일반 항공기급 인증기준인 FAR PART 23을 고려한 임무형상에 대하여 익면하중, 동력대중량비, 제동마력, 그리고 연료효율의 그래프를 통해서 설계점을 결정하는 연구도 수행하였다. 사이징 결과 디젤 엔진을 사용하는 경우 가솔린 엔진보다 더 큰 중량으로 인해 더 큰 이륙중량, 날개 면적, 그리고 더 큰 동력을 요구한다.

[Abstract]

In many countries, there are needs of new transportations to replace ground congestions due to growing number of cars. In addition, the increase in the number of cars held by economic growth will further increase traffic congestion in the future. To overcome this problem, many researches have been performed for personal air vehicle (PAV). In this study, the wing loading and the power-to-weight ratio that are major design parameters for the sizing of roadable PAVs were calculated for different kinds of airfoil and engine types. I.e., in the sizing process, the study was conducted to determine the design point using the graphs of wing loading, power-to-weight ratio, brake horse power, and fuel efficiency for the given mission profiles considering domestic environments and the FAR PART 23 which is the GA class aircraft certification standard. As a result of sizing, using diesel engine require high maximum take-off weight, wing area, and power compared to gasoline engine due to more engine weight.

Key word : Roadable PAV, Constraint analysis, Wing loading, Power-to-weight.

<https://doi.org/10.12673/jant.2019.23.1.44>



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 3 January 2019; Revised 28 January 2019
Accepted (Publication) 27 February 2019 (28 February 2019)

*Corresponding Author; Ho-Yon Hwang

Tel: +82-2-3408-3773

E-mail: hyhwang@sejong.edu

I. 서론

항공 산업은 한 나라의 경제와 기술수준을 평가하는 중요한 기준이 되고 있으며, 국가 경제에 큰 영향을 주는 전략사업으로 인식되고 있다.

현재 도로가 증가하는 속도보다 자동차수의 증가율이 더 높아 교통체증이 심화되고 있어 이를 해결하기 위해 PAV (personal air vehicle) 개발의 필요성이 제기되고 있다.

door-to-door 이동성은 항공우주 업계에서 오랫동안 이루지 못한 꿈이다. PAV는 소재, 전자, 자동차, 항공 산업의 발달과 항공기에 대한 운용 노하우 등을 바탕으로 탄생된 미래 자가용 항공기이다. PAV는 자동차를 뛰어 넘는 이동의 자유를 제공할 수 있는 잠재적 수단으로서, 지난 반세기 동안 무수히 많은 PAV 또는 나는 자동차 개념이 제안되었고 특허가 출원 되었으며, 설계/제작 및 비행이 이루어졌다. ‘Carplane’[1]과 ‘Transition’[2]은 현대적인 도로주행형 PAV이다. 이러한 유형의 PAV의 장점은 기존 인프라를 사용하므로 기존 도로 사용자에게 익숙하다는 것이다. PAV는 전문 항공기 조종사가 아닌 일반인이 직접 조종하여 door-to-door 방식으로 원하는 목적지까지 이동하므로 포화상태의 지상운송체계와 항공운송체계를 보완할 수 있을 것이다[3]. 따라서 앞으로 PAV가 개발되면 자동차의 영역을 빠르게 대체해 나갈 것이며, 가장 매력적인 개인용 교통수단으로서 자리매김을 할 것이다.

가까운 장래의 PAV 성능 목표는 자동차와 동등한 사용 용이성, 헬리콥터 대비 소음 레벨의 1/10로 감소, 환경 배출물의 90% 감소 및 신차 기술, 규제 및 제조 방법의 시너지 효과를 통해 비용을 3배 절감 할 수 있는 능력을 달성 하는 것이다. 이러한 기능을 통해 차세대 일반 항공기는 상용 항공사처럼 500마일 거리를 안전하게 이동할 수 있고, 200mph로 운항하면서 기존 자동차 또는 항공기보다 운항 시간을 단축할 수 있다. PAV는 FAA가 관리하는 거의 18,000개의 미국 비행장이나 활주로를 사용할 수 있다.[4].

현재의 까다로운 PART 23 인증으로 인한 막대한 인증 비용과 시간 때문에 새로운 기술을 적용한 신형 항공기의 개발을 저해하여 소형 항공기 산업이 장기간 침체되는 가장 큰 원인 중 하나라는 각계의 여론을 수렴하여 FAA의 소형 항공기에 대한 새로운 인증 규제 마련을 의무화하였다. 이에 따라 FAA는 2016년 3월 9일 FAR PART 23의 개정방안을 담은 공문을 발표하였다.

전 세계의 심각한 교통체증 문제를 해결하기 위해 미국항공우주국 (NASA; national aeronautics and space administration)은 이에 대한 해답으로 공유기반 모빌리티 (ODM; on-demand mobility) 프로젝트를 선보였고 이와 유사하게 미국의 차량 운전기사와 승객을 연결해주는 서비스를 제공하는 운송 네트워크 회사인 우버(Uber)에서는 Uber elevate 프로젝트를 선보였다. 공유기반 모빌리티는 항공기를 개인이 소유하여 운행하는 것이 아니라 하나의 항공기를 여러 사람이 공유하면서, 정해진

운행 일정이 아닌 사용자가 원하는 출발지, 목적지, 도착시간과 같은 세부사항을 직접 선택할 수 있는 교통수단을 말한다. 또한 중국의 무인 택시인 이항 184는 올해 시범 서비스를 예정하고 있다[5].

참고문헌[6]에서는 PAV의 출퇴근 시나리오에 대한 지역 소음 분석을 수행하여 수직 이륙 착륙 PAV의 상업화로 인한 소음 노출을 예측하고 PAV 타당성을 평가하였다. 참고문헌[7]에서는 고객의 필요와 요구사항을 잠재적 설계 개념으로 해석하기 위해 접근방식을 소개하고 있으며, 제안된 도로주행형 PAV 설계요구조건 민감도 및 기술 트레이드오프 연구가 수행되었다. 참고문헌[8]에서는 PAV에 기초한 미래 운송 솔루션의 적용형 시스템 연구를 위한 방법론 개발 연구를 수행하였다.

건국대학교에서는 고정익 수직이착륙 무인기에 대한 사이징 및 사이징을 위한 포괄적인 방법을 제시하였다. 이 방법은 수직이착륙 무인기의 추진분석과 고정익 항공기 사이징 이론을 결합하여 개발한 통합 분석법을 사용하였다[9].

항공기 초기 사이징 과정에서 잘못된 예측은 성능에 대한 불만족 및 비용의 증가를 야기한다. 추력대중량비와 익면하중은 요구추력과 날개면적 등과 같은 설계값으로 이어지므로 초기 사이징 단계부터 보다 정확한 예측이 이루어져야 한다.

본 연구에서는 주어진 임무형상에 대하여 익형 및 엔진 종류에 따른 초기 사이징을 수행하였다. 또한, 사이징 결과에 따른 익면하중 및 동력대중량비의 그래프를 통해서 설계점을 구하고 엔진 종류에 따른 연료효율을 비교분석하였다.

II. PAV concepts

PAV를 사이징하기 위해서는 고객의 요구도를 순항속도, 항속거리, 이착륙거리, 최대순항속도, 최대적재중량 등 공학적인 요구조건들로 전환해야 한다. NASA는 Centennial challenge PAV대회에서 표 1[10]과 같이 PAV에 대한 개념을 정의 하였다. 또한 Li et al[11]의 연구에서는 PAV의 공학적인 요구사항 및 목표치를 표 2와 같이 제시하였으며 신뢰성, 지상주행시간 및 조종 훈련시간도 제안하였다.

2-1 PAV 익형자료

익형은 저속에서 높은 양향비를 얻을 수 있는 익형을 조사하였다. 일리노이 주립대학 익형데이터 연구실 (University of Illinois Urbana Champaign Airfoil Data Lab)과 Airfoil Tools 사이트[12]에서 익형 데이터를 조사 하였으며, 익형 데이터들의 양향비를 그림 1과같이 비교하였다.

2-2 접이구조 (Folding mechanism)

도로주행형 PAV는 비행뿐만 아니라 도로주행에도 적합해야하므로 날개를 접는 방식을 채택하였다. 날개를 접는 방법은

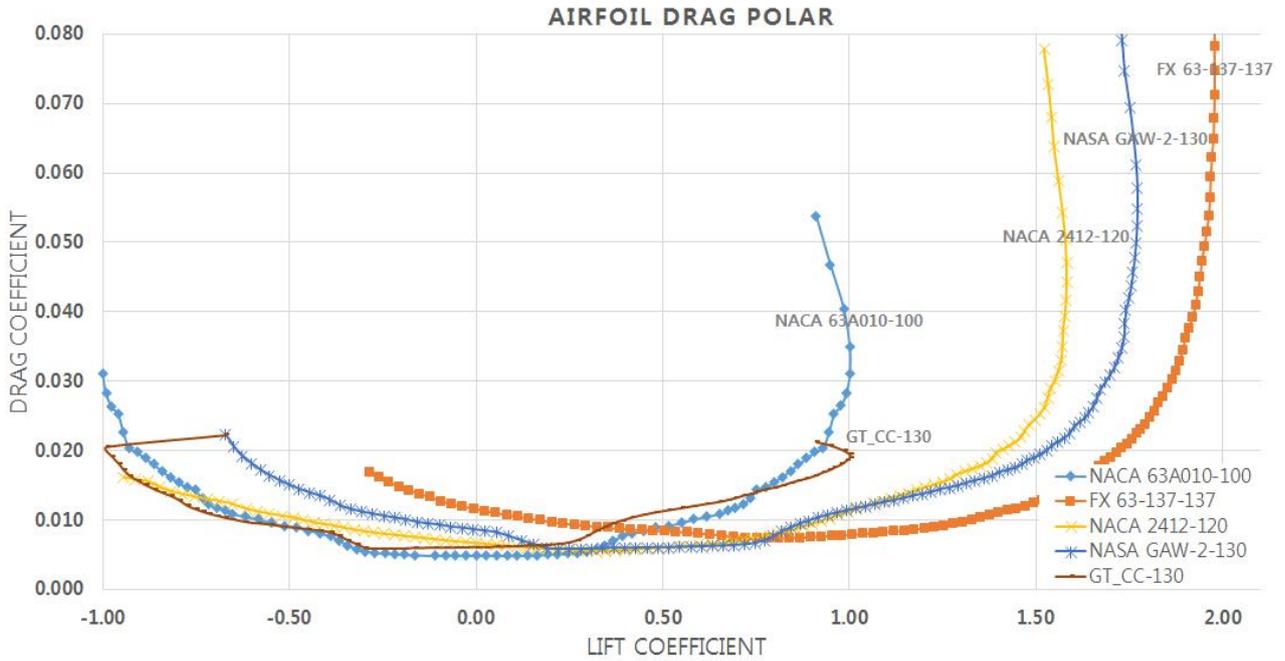


그림 1. 익형 항력 분포
 Fig. 1. Airfoil drag polar.

표 1. NASA의 PAV 정의 및 고객 요구도
 Table 1. NASA PAV definition and customer requirements.

Division	PAV requirements
Seats	Less than 5 passengers
Cruising Speed	240~320 km/h
Comfort	Quite and comfortable
Reliable	Low failure rate
Maneuverability	Able to be flown by anyone with a driver's license.
Operating Mode	As affordable as travel by car or airliner.
All-Weather Flight	Near all-weather capability enabled by synthetic vision systems.
Fuel	Highly fuel efficient (able to use alternative fuels)
Range	1,300 km
Airport Access	Provide "door-to-door" transportation solutions, through use of small community airports that are at closer proximities to businesses and residences than large airports.

표 2. PAV의 공학적인 요구조건
 Table 2. PAV engineering requirements.

Requirements	Criterion	Target / Constraint
Speed	Cruise speed(kts)	100~250 kts
Noise	Flyover noise(dB)	<79
Travel Time	Total travel time(hr)	<3.5
Takeoff Length	Total distance to clear 50' obstacle(ft)	VTOL<100ft, ESTOL <250ft, STOL<1,000ft, CTOL<3,000ft
Safety	Accident rate : Number of fatal accidents per 1,000,000 FH	<5
Reliability	MTBF : Mean time between failure (hr)	>80
Maintainability	MTTR : Mean time to repair(hr)	>50
Ease to Operation	TTR : Training time requirements(hr)	<20
Mobility	TTBT : Total time before takeoff(hr)	<0.3

항공기를 항공모함에 보관하거나 운송하기 위해서도 널리 사용되고 있으며 도로주행형 PAV의 경우 주차도 용이하게 한다. 하지만 접이구조는 몇 가지 단점을 야기하는데 그 중 주요한 것은 이륙중중량을 증가시키는 것이다. 따라서 예비 설계 단계에서는 접이구조의 추가에 따른 중량 증가를 정확히 예측해야 한다.

가장 많이 사용하는 접이구조는 단순접이식 (simple folding)이며, 날개 상부표면에 위치한 축을 중심으로 회전이 일어난다. 단순접이식은 구조설계 측면에서 제작하기 편리하고 안전하며 질량 증가가 적다. 일반적으로 접이식 버트조인트를 도입하여 증가한 날개질량은 다음 식을 통해 구할 수 있다[13].

$$\overline{m}_w^{fold} = \overline{m}_w^{nonfold} (1 + \Delta \overline{m}_{fold}) \quad (1)$$

$$\Delta \overline{m}_{fold} = \overline{m}_{fold}^{ins} + \overline{m}_{fold}^{mech} + \overline{m}_{pin}^{mech} \quad (2)$$

$$\overline{m}_W^{fold} = \overline{m}_W^{nonfold} * (1 + \overline{m}_{fold}^{ins} + \overline{m}_{fold}^{mech} + \overline{m}_{pin}^{mech}) \quad (3)$$

여기서 \overline{m}_w^{fold} 는 접이구조 총 중량이며 $\overline{m}_w^{nonfold}$ 인 비접이구조의 중량에 $\overline{m}_{fold}^{ins}$, $\overline{m}_{fold}^{mech}$, $\overline{m}_{pin}^{mech}$ 를 더한 값을 곱하여 구한다. $\overline{m}_{fold}^{ins}$ 는 삽입된 구조물에 대한 중량, $\overline{m}_{fold}^{mech}$ 는 접이구조의 중량, $\overline{m}_{pin}^{mech}$ 는 핀 구조의 중량을 뜻한다.

2-3 PAV 형상

도로주행형 PAV 설계를 위해 필요한 설계요구조건 중 하나인 한국의 도로폭 및 주차장 규정을 이용하였다[14].

국내에서 운용 가능한 PAV의 날개 크기는 조사한 익형과 국내의 도로교통법을 참고하여 설정하였으며, 주차나 주행 시를 위해 날개에 접이구조를 적용하였다. 주 날개 사이징을 위해 기존 Raymer책[15]에 있는 GA급 항공기 자료를 참고하여 주 날개와 꼬리날개의 가로세로비(aspect ratio)와 테이퍼비(taper ratio), 꼬리날개의 부피계수(volume coefficient)를 설정하였다 [15].

2-4 임무형상

참고문헌[16]에서 사용된 임무형상을 이용하였으며, 산의 높이를 고려하였다. 현재 자동차의 주행 규정 속도는 서울 시내에서 보통 60km/h이며, 고속도로에서는 100km/h, 서울 시내의 고속화 도로는 80km/h로 제한되어 있다. 또한, FAR PART 23 인증기준에서 실속속도(stall speed)는 61kts를 초과할 수 없고 승객은 조종사 포함 4명까지 가능하다. 이를 바탕으로한 기본 임무형상을 표 4에 나타내었다.

표 3. PAV 형상 (기준)

Table 3. PAV configuration (baseline).

PAV Configuration (baseline)	
Propulsion type	Propeller
Propeller blade number	3
Wing morphing	Folding-Rotating
Trailing edge high lift device	Single slotted flap
Main wing aspect ratio / taper ratio	7.6 / 1.0
Horizontal tail volume coefficient / aspect ratio / taper ratio	0.7 / 3 / 0.5
Vertical tail volume coefficient / aspect ratio / taper ratio	0.04 / 1 / 0.6
Fuselage length / width / height (ft)	16 / 6 / 5

표 4. PAV 임무형상 (기준)

Table 4. PAV mission profile (baseline).

Mission profile	
Driving speed	50 mi/h
Distance	50 mi
Range	300 mi
Maximum speed	100 kts
Cruising speed	80 kts
Cruising altitude	8,000 ft
Diversion range	50 nm
Passenger	2
Baggage	50 lb
Take-off ground roll	1,200 ft
Take-off altitude	0 ft
Rate of climb	600 fpm
Rate of climb altitude	0 ft
Stall speed	50 kts
Service ceiling	10,000 ft

III. PAV 사이징 설계변수

항공기 사이징 과정에서는 여러 설계요구조건을 만족시키기 위해 익형 데이터, 중량 통계자료, 비행/풍동 시험 결과 등 많은 항공관련 데이터를 이용하여 반복적인 계산을 수행한다. 항공기 사이징을 수행하는 과정에서 모든 설계를 모두 고려하는 것은 번거로운 작업이므로 이륙중중량 (design take-off gross weight), 익면하중 (wing loading), 동력대중량비 (power-to-weight ratio)와 같은 주요 설계 변수를 이용하여 항공기의 초기 사이징을 수행하는 것이 바람직하다. 즉, 설계가 진행되면서 익면하중, 동력대중량비의 최적화된 값을 결정하는 일은 초기 사이징의 가장 핵심적인 부분이다.

3-1 추력대중량비(T/W)

추력대중량비는 항공기 성능에 직접적으로 영향을 주고 지상 활주거리 / 상승률 / 순항 / 상승한계 계산을 위한 추력 대비 이륙 시의 중량비를 말한다. 추력대중량비가 클수록 더 빠르게 가속, 상승하고 더 빨리 최대 속도에 도달하며 높은 선회율을 유지할 수 있다. 일반적으로 추력대중량비는 최대속도와 밀접한 관계를 가진다. 식 (4)~(7)을 이용하여 각 임무 구간에 따라 추력대중량비 값을 구하였다[17].

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{Ground\ Roll} = \frac{V_{LOF}^2}{2g \cdot S_G} + \frac{q \cdot C_{D_{TO}}}{W/S} + \mu \left(1 - \frac{q \cdot C_{L_{TO}}}{W/S}\right) \quad (4)$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{Rate\ of\ Climb} = \frac{V_V}{V} + \frac{q}{(W/S)} C_{D_{min}} + \frac{k}{q} \cdot \left(\frac{W}{S}\right) \quad (5)$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{Cruise\ Speed} = q C_{D_{min}} \left(\frac{1}{W/S}\right) + k \left(\frac{1}{q}\right) \left(\frac{W}{S}\right) \quad (6)$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{Service\ Ceiling} = \frac{V_V}{\sqrt{\frac{2}{\rho} \left(\frac{W}{S}\right) \sqrt{\frac{k}{3 \cdot C_{D_{min}}}}}} + 4 \sqrt{\frac{k \cdot C_{D_{min}}}{3}} \quad (7)$$

여기서 $C_{L_{TO}}$ 는 이륙 시 양력계수, $C_{D_{TO}}$ 는 이륙 시 항력계수, q 는 속도 $V_{LOF}/\sqrt{2}$ 와 선택된 고도에서의 동압, S_G 는 지상 활주거리, V_{LOF} 는 이륙 속도, μ 는 지상 마찰계수, g 는 중력가속도, V_V 는 수직속도, V 는 비행속도, $C_{D_{min}}$ 은 최저 항력계수, k 는 유도항력계수를 나타낸다.

3-2 익면하중(W/S)

익면하중은 항공기 설계 과정에서 날개면적을 결정하며, 양력계수 / 표피면적 그리고 날개길이에도 영향을 준다. 식 (8)을 이용하여 익면하중을 구하였다[15].

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \rho V_{Stall}^2 C_{L_{max}} \quad (8)$$

여기서 V_{Stall} 은 실속속도, $C_{L_{max}}$ 는 최대 양력계수를 나타낸다.

3-3 동력대중량비(P/W)

동력대중량비(specific power 또는 power-to-weight ratio)는 엔진과 전원에 일반적으로 적용되며, 역수는 중량대동력비이다. 동력대중량비는 식 (9)를 이용하여 구할 수 있다[15].

$$\left(\frac{P}{W}\right) = \frac{(T/W)V}{(550 \cdot \eta_p)} \quad (9)$$

여기서 η_p 는 프로펠러의 효율을 나타낸다.

3-4 엔진 동력 및 중량

압력과 밀도는 피스톤 엔진 성능에 영향을 미치는 주요 변수다. 또한 고도에 따라 공기의 밀도도 변하므로 고도의 영향도 고려해야 할 사항이다. (10)번 식은 단순히 엔진 출력이 해수면과 운영고도의 공기 밀도비에 비례한다고 가정하였다.

$$P = P_{SL} \left(\frac{\rho}{\rho_{SL}}\right) = P_{SL} \sigma \quad (10)$$

(10)번 식과 달리 식 (11)은 고도에 따라 보다 정확히 분석할 수 있는 Gagg & Ferrar 모델을 이용하여 제동마력을 구하였다 [17].

$$P = P_{SL} \left(\sigma - \frac{(1-\sigma)}{7.55}\right) = P_{SL} \frac{(\sigma - 0.117)}{0.883} \quad (11)$$

여기서 P 는 동력, ρ 는 밀도, σ 는 고도에 따른 밀도 비율을 나타내며, P_{SL} 는 해수면에서의 동력, ρ_{SL} 은 해수면에서의 공기밀도를 나타낸다.

기준에 개발된 엔진 데이터의 회귀분석을 수행하여 얻은 식 (12)-(13)을 이용하여 엔진 중량을 구하였다.

$$W_{Gasoline} = 1.38 \cdot HP + 39.81 \quad (12)$$

$$W_{Diesel} = 1.07 * HP + 185.85 \quad (13)$$

여기서 $W_{Gasoline}$ 는 가솔린 엔진 중량, HP 는 동력, W_{Diesel} 는 디젤 엔진 중량을 나타낸다.

3-5 공력해석

공력해석에서는 날개의 양력 계수, 받음각, 항력계수, 유도항력을 이륙/순항/착륙의 각 구간 임무에 대해 구한다.

공력해석을 위해 다양한 익형 데이터 (lift curve slope, lift coef at 0 AoA, Max CL, delta max CL, Min CD, CL min D, Max L/D, Max L/D AoA) 를 조사하여 사용하였으며, 아래의 수식들을 사용하여 공력해석을 수행하였다.

먼저 오스왈드 스팬 효율계수는 항공기의 양력 및 유도항력을 예측하는데 필요한 중요한 변수이다. 직선 날개와 후퇴각 날개에 대해 경험적 추정식을 사용하여 계산하였고, 이를 유도항력계수를 구하는데 사용하였다[17].

$$e_{straight\ wing} = 1.78 * (1 - 0.045 * AR^{0.68}) - 0.64 \quad (14)$$

$$e_{swept\ wing} = 4.61 (1 - 0.045 AR^{0.68}) (\cos \Lambda_{LE})^{0.15} - 3.1 \quad (15)$$

$$k = \frac{1}{(\pi * AR * e)} \quad (16)$$

여기서 AR 은 가로세로비, Λ_{LE} 는 후퇴각, e 오스왈드 스팬 효율계수, k 는 유도항력 계수를 나타낸다.

익형 자료와 (14)-(16)식에서 구한 수치를 (17)-(23)식에 대입하여 공력 데이터를 구하였다[16].

$$C_{L\alpha} = \frac{2\pi * AR}{2 + \sqrt{\left(\frac{AR * \beta}{\kappa}\right)^2 \left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda_{C/2}}{\beta^2}\right) + 4}} \quad (17)$$

$$C_{L0} = |\alpha_{ZL}| C_{L\alpha} \quad (18)$$

$$C_{L_{max}} = \alpha_{ZL} + C_{L\alpha} * \alpha_{C_{L_{max}}} \quad (19)$$

$$\alpha_C = \left(\left(\frac{W}{Q * S} \right) - C_{L0} \right) \left(\frac{1}{C_{L\alpha}} \right) \quad (20)$$

$$C_L = \alpha_{ZL} + C_{L\alpha} * \alpha \quad (21)$$

$$wing\ C_{D_{min}} = airfoil\ C_{D_{min}} + \Delta C_D \quad (22)$$

$$C_D = C_{D0} + k * C_L^2 \quad (23)$$

여기서 $C_{L\alpha}$ 는 양력 곡선 기울기, β 는 마하수 파라미터, $\Lambda_{C/2}$ 는 중심시위 후퇴각, C_{L0} 는 영양력 계수, α_{ZL} 는 영양력받음각, $\alpha_{C_{L_{max}}}$ 는 최대양력 받음각, α_c 는 순항 시 받음각, C_{D0} 는 유해항력계수를 나타낸다.

3-6 중량해석

중량해석에서는 이분법을 이용하여 반복 계산을 통해 중량 예측값을 계산하며, 중량예측에 필요한 데이터를 불러들여 중량예측을 진행한다. 식 (24)-(37)를 이용하여 세부계통의 중량을 예측할 수 있다 [15].

$$W_W = 0.036 * S_W^{0.758} W_{FW}^{0.0035} \left(\frac{AR_W}{\cos^2 \Lambda_{C/4}} \right)^{0.6} \times q^{0.006} \lambda^{0.04} \left(\frac{100 * t/c}{\cos \Lambda_{C/4}} \right)^{-0.3} (n_z W_0)^{0.49} \quad (24)$$

여기서 W_W 는 주 날개 중량, S_W 는 주 날개 면적, W_{FW} 는 날개 내부의 연료 중량, $\Lambda_{C/4}$ 는 1/4시위의 후퇴각, n_z 는 극한하중계수, W_0 는 설계이륙중량을 나타낸다.

$$W_{HT} = 0.016 (n_z W_0)^{0.414} q^{0.168} S_{HT}^{0.896} \left(\frac{100 * t/c}{\cos \Lambda_{HT}} \right)^{-0.12} \left(\frac{AR_{HT}}{\cos^2 \Lambda_{HT}} \right)^{0.043} \lambda_{HT}^{-0.02} \quad (25)$$

여기서 W_{HT} 는 수평 꼬리 날개 중량, S_{HT} 는 수평 꼬리 날개 면적, Λ_{HT} 는 1/4지점의 후퇴각, λ_{HT} 는 테이퍼 비를 나타낸다.

$$W_{VT} = 0.073 (1 + 0.2 F_{tail}) (n_z W_0)^{0.376} q^{0.122} S_{VT}^{0.873} \left(\frac{100 * t/c}{\cos \Lambda_{VT}} \right)^{-0.49} \left(\frac{AR_{VT}}{\cos^2 \Lambda_{VT}} \right)^{0.357} \lambda_{VT}^{0.039} \quad (26)$$

여기서 W_{VT} 는 수직 꼬리 날개 중량, F_{tail} 은 일반적인 수직 꼬리날개일 경우 0 / 티자형 수직 꼬리 날개일 경우 1, S_{VT} 는 수직 꼬리 날개 면적, Λ_{VT} 는 1/4시위의 후퇴각, λ_{VT} 는 테이퍼 비를 나타낸다.

$$W_{FUS} = 0.052 S_{FUS}^{1.086} (n_z W_0)^{0.177} l_{HT}^{-0.051} \times \left(\frac{l_{FS}}{d_{FS}} \right)^{-0.072} q^{0.241} + 11.9 (V_P \Delta P)^{0.271} \quad (27)$$

여기서 W_{FUS} 는 수직 꼬리 날개 중량, S_{FUS} 는 동체 면적, l_{FS} 는 동체 길이, d_{FS} 는 동체 구조의 깊이, V_P 는 동체의 부피, ΔP 는 동체압력의 차이를 나타낸다.

$$W_{MLG} = 0.095(n_l W_l)^{0.768} (L_m/12)^{0.409} \quad (28)$$

여기서 W_{MLG} 는 앞바퀴 착륙장치의 중량, n_l 은 극한착륙하중계수, W_l 는 설계 착륙중량, L_m 은 주 착륙장치 지주의 길이를 나타낸다.

$$W_{NLG} = 0.125(n_b W_b)^{0.566} (L_n/12)^{0.845} \quad (29)$$

여기서 W_{NLG} 는 보조 착륙장치의 중량, n_b 은 극한착륙하중계수, W_b 는 설계 착륙중량, L_n 은 보조 착륙장치 지주의 길이를 나타낸다.

$$W_{EI} = 2.575 W_{ENG}^{0.922} N_{ENG} \quad (30)$$

여기서 W_{EI} 는 엔진 설치 중량, W_{ENG} 는 설치 전 엔진 중량, N_{ENG} 는 엔진의 개수를 나타낸다.

$$W_{FS} = 2.49 Q_{tot}^{0.726} \left(\frac{Q_{tot}}{Q_{tot} + Q_{int}} \right)^{0.363} N_{TANK}^{0.242} N_{ENG}^{0.157} \quad (31)$$

여기서 W_{FS} 는 연료 시스템의 중량, Q_{tot} 는 총 연료량(gallon), Q_{int} 는 일체형 연료 탱크의 연료량(gallon), N_{TANK} 는 연료 탱크의 개수를 나타낸다.

$$W_{CTRL} = 0.053 l_{FS}^{1.536} b^{0.371} (n_z W_O \times 10^{-4})^{0.80} \quad (32)$$

여기서 W_{CTRL} 은 비행 조종 시스템 중량, b 는 날개 길이를 나타낸다.

$$W_{HYD} = 0.0001 W_O \quad (33)$$

여기서 W_{HYD} 는 유압시스템 중량을 나타낸다.

$$W_{AV} = 2.117 W_{UAV}^{0.933} \quad (34)$$

여기서 W_{AV} 는 항공 전자 장비 설치 중량, W_{UAV} 는 설치 전 항공 전자 장비 중량을 나타낸다.

$$W_{EL} = 12.57 (W_{FS} + W_{AV})^{0.51} \quad (35)$$

여기서 W_{EL} 은 전기 시스템 중량을 나타낸다.

$$W_{AC} = 0.265 W_O^{0.52} N_{OCC}^{0.68} W_{AV}^{0.17} M^{0.08} \quad (36)$$

표 5. 임무구간별 연료소비에 따른 중량 감소비[17]

Table 5. Weight Reduction Ratios for Mission Segments due to fuel consumption [17].

	Single engine (piston)	Twin engine (piston)	Gas turbine
Warm up and takeoff	0.995	0.994	0.970
Climb	0.988	0.985	0.985
Descent	0.997	0.997	-
Landing	0.995	0.995	0.995

여기서 W_{AC} 는 에어컨과 방빙 장치 설치 중량, N_{OCC} 는 기내 인원, M 은 마하수를 나타낸다.

$$W_{FURN} = 0.0582 W_O - 65 \quad (37)$$

여기서 W_{FURN} 은 기내 가구 중량을 나타낸다.

3-7 연료 효율

연료효율은 표 5에 나와 있는 중량 감소비와 식 (38)을 이용하여 block fuel fraction을 구하여 식 (39)에 대입하여 전체 비행의 연료 효율을 구할 수 있다[17].

$$Breguetrange\ weight = e^{\frac{-Range * SFC}{550 * \eta_p * (L/D)}} \quad (38)$$

$$Fuel\ efficiency = \frac{Mission\ Range}{Block\ fuel\ fraction * MTOW} \quad (39)$$

여기서 SFC는 비연료 소모율, η_p 는 프로펠러의 효율, L/D 는 양항비를 나타낸다.

IV. PAV 초기 사이징

4-1 익형 및 엔진 종류에 따른 초기 사이징

우리나라의 지리적인 조건과 설계 요구조건, FAR PART 23 인증기준을 바탕으로 작성한 임무형상에 대해 익형 및 엔진 종류에 따른 초기사이징을 수행하였다. 익형 종류에 따른 가솔린 엔진 사이징 결과를 표 6과 그림 2~6에 나타내었다.

표 6. 익형 종류별 가솔린 엔진을 사용한 사이징 결과

Table 6. Sizing results with gasoline engine for different airfoil types.

Airfoil	MTOW (lb)	Wing area (ft ²)	W/S (lb/ft ²)	P/W (hp/lb)	Eng power (bhp)	Fuel efficiency (mpg)
NACA 63A010	3,383	238	14	0.07	237	9.09
FX 63-137	2,639	139	19	0.06	155	11.12
NACA 2412	2,858	167	17	0.06	181	10.31
GT_CC	3,211	227	14	0.07	226	9.43
NASA GAW-2	2,733	152	18	0.06	168	10.85

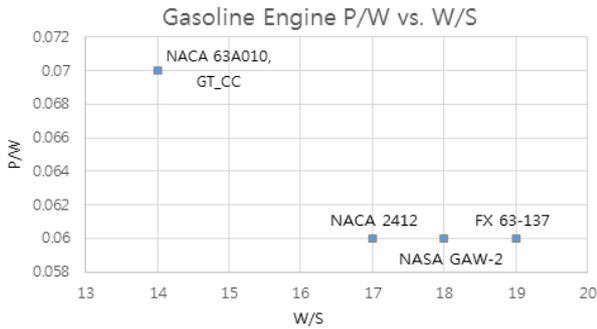


그림 2. 동력대중량비 대 익면하중 사이징결과 1
Fig. 2. P/W vs. W/S sizing result 1.

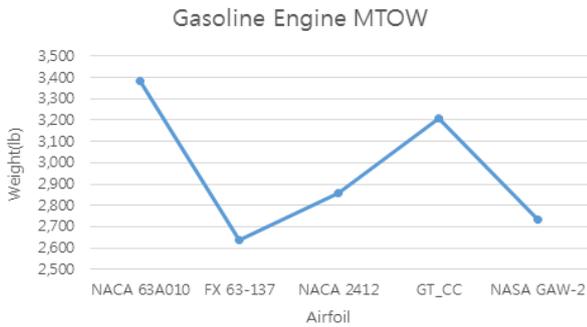


그림 3. 이륙총중량 사이징 결과 1
Fig. 3. MTOW sizing results 1.

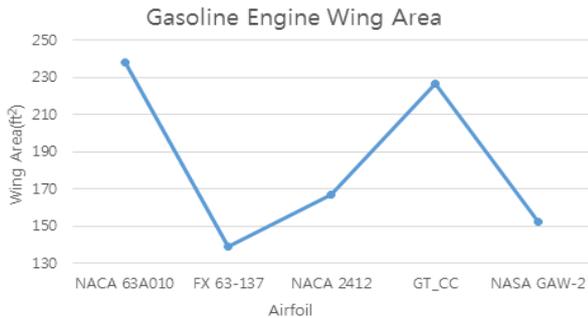


그림 4. 날개면적 사이징 결과 1
Fig. 4. Wing area sizing results 1.

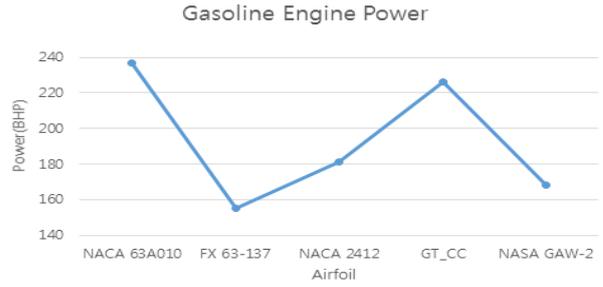


그림 5. 엔진동력 사이징 결과 1
Fig. 5. Engine power sizing results 1.

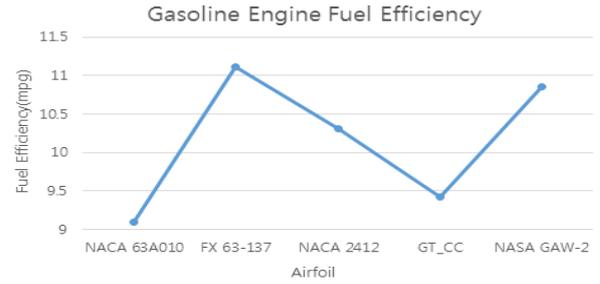


그림 6. 연료효율 사이징 결과 1
Fig. 6. Fuel efficiency sizing results 1.

익형 종류에 따른 디젤 엔진을 PAV에 사용한 경우 사이징 결과를 표 7과 그림 7~11에 나타내었다.

표 7. 익형 종류별 디젤 엔진을 사용한 사이징 결과

Table 7. Sizing results with diesel engine for different airfoil types.

Airfoil	MTOW (lb)	Wing area (ft ²)	W/S (lb/ft ²)	P/W (hp/lb)	Eng power (bhp)	Fuel efficiency (mpg)
NACA 63A010	3,507	247	14	0.07	247	9.79
FX 63-137	2,787	146	19	0.06	164	11.86
NACA 2412	3,000	176	17	0.06	190	11.03
GT_CC	3,336	236	14	0.07	236	10.16
NASA GAW-2	2,878	160	18	0.06	178	11.58

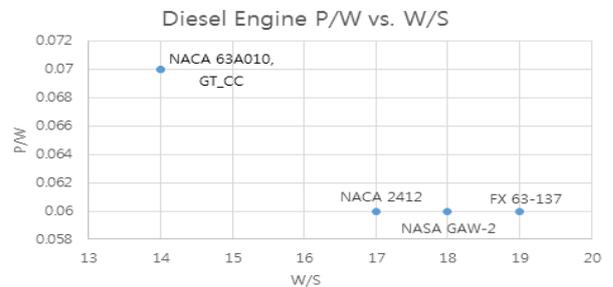


그림 7. 동력대중량비 대 익면하중 사이징 결과 2
Fig. 7. P/W vs. W/S sizing result 2.

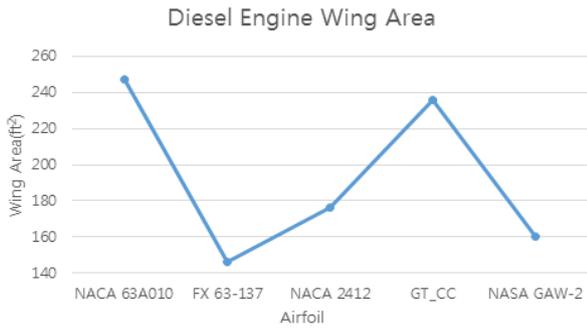


그림 8. 이륙중량 사이징 결과 2
Fig. 8. MTOW sizing results 2.

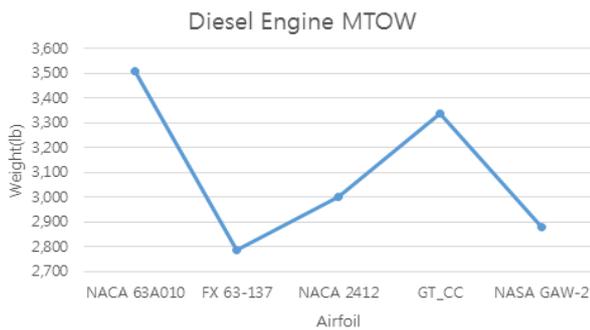


그림 9. 날개면적 사이징 결과 2
Fig. 9. Wing area sizing results 2.

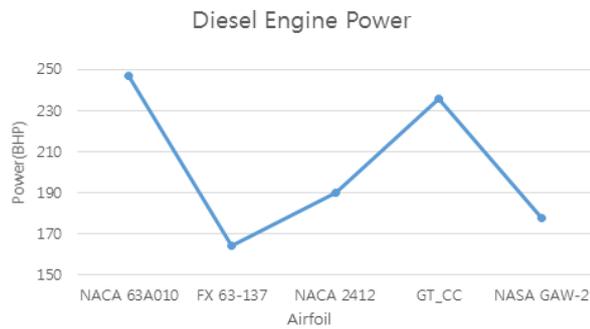


그림 10. 엔진동력 사이징 결과 2
Fig. 10. Engine power sizing results 2.

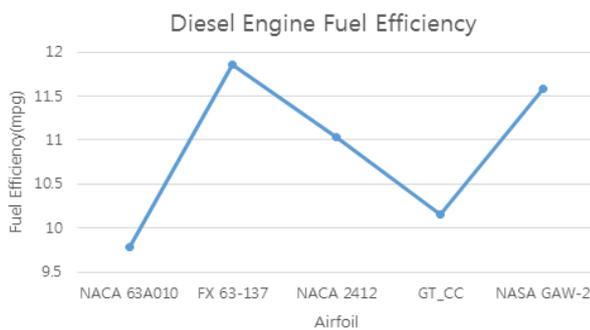


그림 11. 연료효율 사이징 결과 2
Fig. 11. Fuel efficiency sizing results 2.

4-2 설계 형상

전체 사이징 결과 중 이륙중량이 가장 작은 가솔린엔진과 FX 63-137 익형을 이용하여 사이징을 수행한 경우를 최종 설계 점으로 선정하였다. 이를 그림 12, 13에 나타내었고 CATIA를 이용하여 간단히 구현한 형상을 그림 14, 15에 나타내었다.

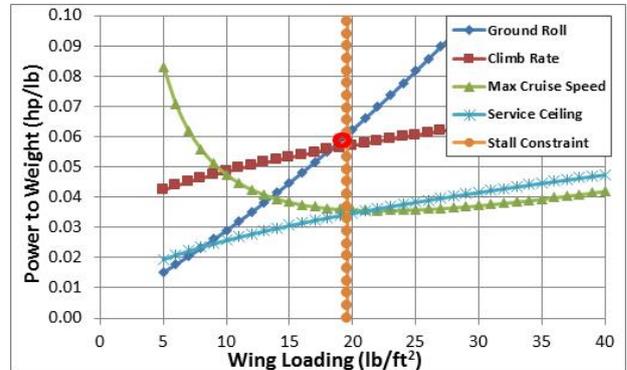


그림 12. 동력대중량비 대 익면하중(가솔린 엔진, FX 63-137 익형 사용)

Fig. 12. P/W vs. W/S result (using gasoline engine, FX 63-137 airfoil).

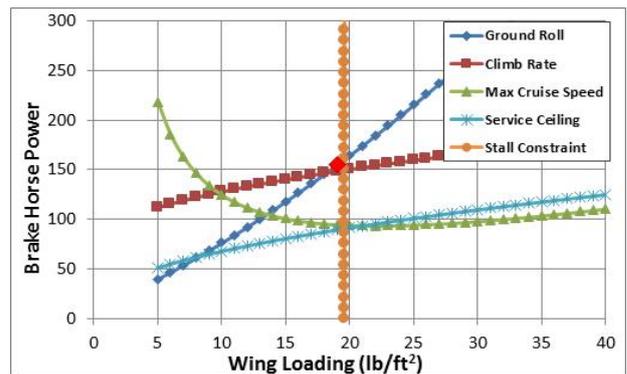


그림 13. 제동마력 대 익면하중(가솔린 엔진, FX 63-137 익형 사용)

Fig. 13. BHP vs. W/S result (using gasoline engine, FX 63-137 airfoil).

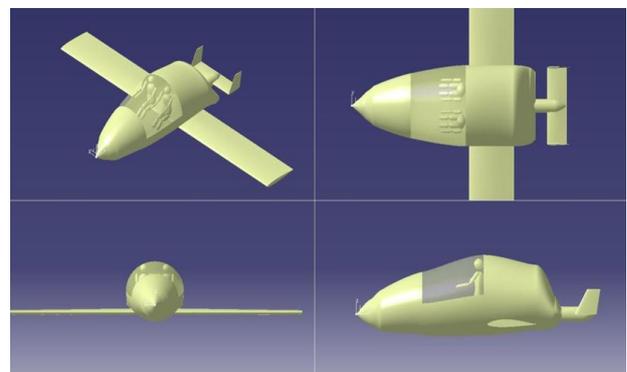


그림 14. PAV 형상(비행모드)

Fig. 14. PAV configuration.(flying mode)

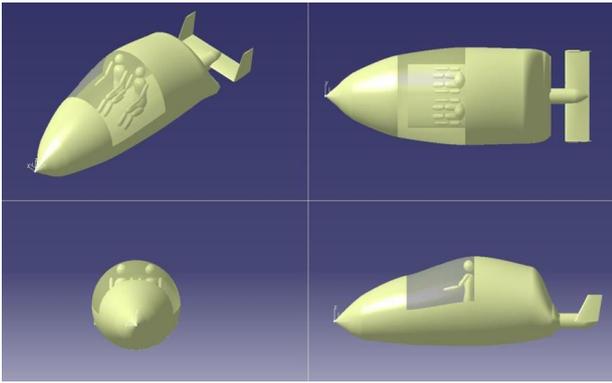


그림 15. PAV 형상(주행모드)
Fig. 15. PAV configuration(driving mode).

V. 결 론

본 연구에서는 도로주행형 PAV의 초기사이징을 위해 PAV 사이징 프로그램을 개발하고 이를 사용하여 초기사이징을 수행하였다. 도로주행형 PAV형상 변수들과 임무형상에 대하여 익면하중 / 동력대중량비를 구하여 PAV의 설계점을 선정하였다. 여기서 기본 임무형상은 국내 환경 및 FAR PART 23을 고려하여 구성하였다. 변수들 또한 익형, 엔진 종류를 변경하면서 사이징을 수행하였다

사이징 시 익형의 양향비는 사이징에 직접적으로 영향을 주고 양향비가 증가하면 익면하중이 증가하여 날개 면적이 감소하게 되고 이륙중량도 감소하지만 양향비가 감소하면 익면하중도 감소하여 그 결과 날개 면적이 증가하게 되고 이륙중량도 증가하게 된다. 또한, 디젤 엔진은 가솔린 엔진보다 더 큰 중량으로 인해 더 큰 이륙중량, 날개 면적, 그리고 더 큰 동력을 요구한다.

사이징 결과 중 이륙중량이 가장 작은 결과를 최종 설계점으로 선정하였으며, 가솔린 엔진과 FX 63-137 익형을 사용하는 경우를 최적의 사이징결과로 볼 수 있다.

추후 연구에서는 실험계획법(DOE; Design Of Experiments)을 사용하여 다양한 임무형상을 생성하여 도로주행형 PAV 초기 사이징을 수행할 예정이다. 또한, 도로주행형 PAV에 미래에 가용한 기술을 반영한 설계변수 민감도 해석을 수행하여 인중 / 안전성 / 경제성을 고려한 실용화가 가능한 도로주행형 PAV 개념설계를 진행할 예정이다.

Acknowledgement

이 논문은 국토교통부의 재원으로 국토교통과학기술진흥원의 지원을 받아 수행된 연구사업임(국토교통과학기술진흥원에 서 부여한 과제번호 : 16CTAP-C114866-01)

References

- [1] [Internet]. Available: <https://www.carp.lane.de/>
- [2] [Internet]. Available: <http://www.terraflugia.com/>
- [3] M. Jump, P. Perfect, G. D. Padfield, M. White, D. Floreano, P. Fua, J.-C. Zufferey, F. Schill, R. Siegwart, S. Bouabdallah, M. Decker, J. Schippl, S. Meyer, M. Höfinger, F. M. Nieuwenhuizen, and H. H. Büllthoff, MyCopter, “Enabling technologies for personal air transport systems – An early progress report,” in *37th European Rotorcraft Forum*, Vergiate/Gallarate: Italy, pp. 122-132, Sep. 2011.
- [4] M. D. Moore, NASA Personal Air Transportation Technologies, SAE Technical Paper, 2006-01-2413
- [5] E. H. Lim, H. Y. Hwang, J. Y. Cha, S. B. Kim, and B. W. Park, “The overseas research trends for the on demand mobility and domestic application plan using PAV,” *Journal of Advanced Navigation Technology*, Vol. 21, No. 4, pp. 313-324, Aug. 2017.
- [6] J. H. Kim, D. W. Lim, S. G. Min, and D. Mavris, “Prediction of community noise impacts from commercialization of vertical takeoff and landing personal air vehicles”, in *16th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, Washington, D.C., 2016
- [7] D. W. Lim, C. Justin, and D. Mavris, “Advanced general aviation concept study for a roadable aircraft”, in *15th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, Dallas: TX, 2015.
- [8] D. DeLaurentis, T. W. Kang, C. I. Lim, D. Mavris, D. Schrage, “System-of-system modeling for personal air vehicles”, in *9th AIAA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization*, Atlanta: GA, pp. 1-12, 2002
- [9] M. Tyan, N. V. Nguyen, S. Kim, and J. Lee, “Comprehensive preliminary sizing/resizing method for a fixed wing VTOL electric UAV”, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 71, December, pp. 30-41, 2017.
- [10] [Internet]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/Personal_air_vehicle
- [11] Y. Li, D. DeLaurentis, and D. Mavris, Advanced rotorcraft concept development and selection using a probabilistic methodology, AIAA 2003-6759, 2003.
- [12] [Internet]. Available: <http://airfoiltools.com/search/index>
- [13] M. V. Yarygina and Y. I. Popov, “Development of the weight formula for a folding wing,” *Russian Aeronautics (Iz VUZ)*, Vol. 55, No. 2, pp. 120-126, 2012.
- [14] [Internet]. Available: <http://www.law.go.kr>
- [15] D. P. Raymer, *Aircraft Design : A Conceptual Approach*, Washington, DC: AIAA Education Series, 1992.
- [16] J. Y. Cha, H. Y. Hwang, E. H. Lim, S. B. Kim, “Constraining

analysis for the sizing of roadable PAV considering domestic environments”, *Journal of Advanced Navigation Technology*, Vol. 22, No. 2, pp. 111-122, Apr. 2018

[17] S. Gudmundsson, *General Aviation Aircraft Design : Applied Methods and Procedures*, 1st ed. Waltham, MA: Elsevier, 2014.



차 재 영 (Jae-Young Cha)

2016년 2월 : 세종대학교 항공우주공학과 (공학사)
2018년 2월 : 세종대학교 항공우주공학과 (공학석사)
2018년 3월 ~ 2018년 10월 : 세종대학교 항공우주공학과 전임연구원
※관심분야 : PAV Design, Solar Aircraft Design



황 호 연 (Ho-yon Hwang)

1993년 5월 : 미국 Georgia Institute of Technology 항공우주공학과 (공학박사)
2000년~ 현재 : 세종대학교 항공우주공학과 교수
2012년~2017 : 세종대 부설 항공산업연구소 연구소장
※관심분야 : PAV Design, Solar Aircraft Design, Assessment of Environmental Impacts from Aviation