

국내환경을 고려한 도로주행형 PAV 사이징을 위한 구속조건 해석

Constraint Analysis for the Sizing of Roadable PAV Considering Domestic Environments

차재영 · 황호연* · 임은하 · 김석범
세종대학교 항공우주공학과

Jae-Young Cha · Ho-Yon Hwang* · Eun-Ha Lim · Seok-Beom Kim

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

[요 약]

현재 우리나라를 포함한 다수의 국가에서 지상 교통수송 체계가 포화상태에 이르렀다. 이를 해결하기 위해 교통체계의 3차원화로 교통체증을 완화하고 door-to-door 이동성을 달성하고자 도로주행형 개인용 항공기 (PAV; personal air vehicle)에 관한 많은 연구가 진행되고 있다. 본 연구에서는 도로주행형 PAV의 사이징에서 지상 활주거리, 상승률, 최대 순항속도, 최대 상승고도, 실속 속도 등의 구속조건하에서 주요 설계 변수인 추력대중량비, 익면하중, 동력대중량비를 구하기 위한 구속조건 해석을 수행하였다. 또한 사이징 과정에서 국내 환경과 일반항공기급 인증기준인 FAR PART 23을 고려한 임무형상에 대하여 추력대중량비, 익면하중, 동력대중량비, 그리고 제동마력의 그래프를 통해서 설계점을 결정하는 연구도 수행하였다.

[Abstract]

At present, the ground transportation system is saturated in many countries including Korea. To overcome this problem, many researches of developing a roadable personal air vehicle (PAV) are being carried out to alleviate traffic congestion and to accomplish door-to-door mobility through three-dimensional traffic system. In this study, the thrust-to-weight ratio, the wing loading, and the power-to-weight ratio that are major design parameters for the sizing of roadable PAVs were calculated under the constraints of ground roll, climb rate, maximum cruise speed, service ceiling, stall speed. Also, in the sizing process, the study was conducted to determine the design point using the graphs of thrust-to-weight ratio, wing loading, power-to-weight ratio, and brake horse power for the mission profiles considering domestic environments and the FAR PART 23 which is the GA class aircraft certification standard.

Key word : Roadable PAV, Aircraft Design, Aircraft Sizing, Constraint Analysis.

<https://doi.org/10.12673/jant.2018.22.2.111>



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 30 March 2018; Revised 6 April 2018

Accepted (Publication) 18 April 2018 (30 April 2018)

*Corresponding Author; Ho-Yon Hwang

Tel: +82-2-3408-3773

E-mail: hyhwang@sejong.edu

1. 서론

항공기는 세계적으로 관광, 비즈니스, 무역을 포함한 다양한 분야에서 중요한 역할을 맡고 있는 교통수단으로서 앞으로 그 역할이 더욱 중요해질 것으로 예상된다. 또한, 항공 산업은 한 나라의 경제와 기술수준을 평가하는 중요한 잣대로써 그 기준이 되고 있으며, 국가 경제에 큰 영향을 주는 전략사업으로 인식되고 있다.

오늘날 교통 혼잡을 완화 할 수 있는 혁신적인 개념의 교통수단을 찾는 것이 더욱 중요해지고 있다. 자동차는 특성상 2차원 공간인 도로에서 이동하여야 하지만 현재 도로가 증가하는 속도보다 자동차가 더 빠르게 늘어나고 있어 교통체증이 심화되고 있다. 또한, 생활수준의 향상으로 인해 항공기 이용률이 증가하고 있어 PAV (personal air vehicle) 개발이 더욱 필요하다.

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 나노 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.

심각한 교통체증 문제를 해결하기 위해 미국항공우주국(NASA; national aeronautics and space administration)은 PAV를 이용한 ODM (on-demand mobility)이라는 새로운 개념을 선보였으며, 이와 유사하게 미국의 운송 네트워크 회사인 Uber에서는 Uber Elevate라는 프로젝트를 선보였다. NASA와 Uber뿐만 아니라 세계의 여러 기업에서 PAV를 활용한 프로젝트를 발표하고 있다. 이 새로운 개념은 항공기를 개인이 소유하여 운행하는 것이 아닌 여러 사람이 공유하면서, 정해진 운행 일정이 아닌 사용자가 원하는 출발지, 목적지, 출발 시간, 도착시간과 같은 세부사항을 직접 선택할 수 있는 door-to-door 항공 교통수단을 의미한다[4].

한국항공우주연구원은 PAV 관련 선행연구를 통해서 추진 전략과 로드맵을 제시하였고 PAV의 상용화의 시기를 2030년 이후로 예측하고 있다[5]. 현재까지 도로주행형 PAV가 개발되고 비행시험을 하였지만 아직 상업화에는 이르지 못하였고, 가까운 미래에 상업화의 벽을 넘는다고 해도 성능과 가격 면에서 다른 항공 수단에 비해 경쟁력이 있어야만 성공적으로 시장에

진입할 수 있어 경제성, 실용화/상용화를 반영한 설계가 PAV 설계에 중요한 역할을 한다. 따라서 도로주행형 PAV 설계 프로그램 개발과 개념설계를 통해 효율적으로 인증 요구조건을 만족하는 기술의 비교분석 연구를 수행하고 최적의 비행체 개념과 기술을 정량적/정성적으로 평가하는 연구를 수행하여 인증/안전성/경제성을 확보하는 것이 PAV의 실용화와 상업화를 앞당기는데 중요한 역할을 할 것이다.

항공기 개념설계의 초기 과정인 항공기 초기 사이징 과정에서는 가장 중요한 설계변수인 추력대중량비 (T/W; thrust-to-weight ratio)와 익면하중 (W/S; wing loading)을 결정해야 하며 잘못된 예측은 성능에 대한 불만족 및 비용의 증가를 야기한다. 추력대중량비와 익면하중은 요구추력과 날개면적 등과 같은 설계값을 결정하므로 초기 사이징 단계부터 보다 정확한 예측이 이루어져야 한다.

본 논문에서는 도로주행형 PAV의 사이징에서 중요한 설계변수인 추력대중량비, 익면하중, 동력대중량비에 대한 계산을 수행하였고 GA급 항공기에 적용 가능한 FAR PART 23 인증기준과 국내 도로환경을 고려하여 사이징을 수행하였다. 또한, 국내 환경을 고려한 임무형상을 작성하여 그에 따른 추력대중량비, 익면하중, 동력대중량비, 제동마력의 그래프를 통해서 설계점을 구하였다.

II. 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), 추력대중량비(thrust-to-weight ratio), 익면하중(wing loading), 동력대중량비(power-to-weight ratio)와 같은 주요 설계 변수를 이용하여 항공기의 초기 사이징을 수행하는 것이 바람직하다. 즉, 설계가 진행되면서 추력대중량비, 익면하중, 동력대중량비의 최적화된 값을 결정하는 일은 초기 사이징의 가장 핵심적인 부분이다.

2-1 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 (1)~(4)을 이용하여 각 임무 상황에 따라 추력대중량비 값을 구하였다[6].

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

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{Rate\ of\ Climb} = \frac{V_V}{V} + \frac{q}{(W/S)} C_{D_{min}} + \frac{k}{q} \cdot \left(\frac{W}{S}\right) \quad (2)$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{Cruise\ Speed} = q C_{D_{min}} \left(\frac{1}{W/S}\right) + k \left(\frac{1}{q}\right) \left(\frac{W}{S}\right) \quad (3)$$

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

여기서 $C_{L_{TO}}$ 는 이륙 주행 중 양력계수, $C_{D_{TO}}$ 는 이륙 주행 중 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, q 는 선택된 비행 속도, $C_{D_{min}}$ 은 최저 항력계수, k 는 유도항력계수를 나타낸다.

표 1은 항공기 종류별 전형적인 추력대중량비를 나타낸다.

2-2 익면하중(W/S)

익면하중은 항공기를 설계하는 과정에서 날개면적을 결정하며, 양력계수 / 표피면적 그리고 날개길이에도 영향을 준다. 또한, 추력대중량비가 요구조건을 만족하는지 검토할 때 충분한 양력을 확보하기 위해 되도록 낮은 익면하중을 선정하는 것이 바람직하다. 식 (5)를 이용하여 익면하중을 구하였다[7].

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \rho V_{stall}^2 C_{L_{max}} \quad (5)$$

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

표 2는 항공기 종류별 전형적인 익면하중 값을 나타낸다.

표 1. 항공기 종류별 전형적인 추력대중량비[6]

Table 1. Typical T/W for various aircraft types[6].

Type of aircraft	T/W range
Unpowered (sailplanes, hang gliders, etc.)	0
General aviation	0.30-0.45
Commercial jetliners of the 1950s - 1960s	0.18-0.26
Commercial jetliners of the 1970s - present	0.20-0.35
Modern fighter aircraft	0.55-1.15

표 2. 항공기 종류별 전형적인 익면하중[7]

Table 2. Typical Wing Loading for various aircraft types [7].

Historical trends	Typical takeoff W/S (lb/ft ²)
Sailplane	6
Homebuilt	11
General aviation - single engine	17
General aviation - twin engine	26
Twin turboprop	40
Jet trainer	50
Jet fighter	70
Jet transport/bomber	120

표 3. 항공기 종류별 전형적인 동력대중량비[7]

Table 3. Horsepower-to-weight ratio for various aircraft types [7].

Historical trends	Typical (hp/lb)
Powered sailplane	0.04
Homebuilt	0.08
General aviation - single engine	0.07
General aviation - twin engine	0.17
Agricultural	0.09
Twin turboprop	0.20
Flying boat	0.10

2-3 동력대중량비(P/W)

동력대중량비(specific power 또는 power-to-weight ratio)는 엔진과 전원에 일반적으로 적용되며, 역수는 중량대동력비이다. 동력대중량비는 식 (6)을 이용하여 구할 수 있다[7].

$$\left(\frac{P}{W}\right) = \frac{(T/W) V}{(550 \cdot \eta_p)} \quad (6)$$

여기서 η_p 는 프로펠러의 효율을 나타낸다.

표 3은 항공기 종류별 동력대중량비를 나타낸다.

2-4 엔진 동력

압력과 밀도는 피스톤 엔진 성능에 영향을 미치는 주요 변수다. 또한 고도에 따라 공기의 밀도도 변하기 때문에 고도의 영향도 고려해야 할 사항이다. 또한 엔진의 출력에 대한 고도의 영향을 평가하기 위해 일부 특수 모델이 적용되어야 한다. (7)번 식은 단순히 엔진 출력이 해수면과 운영고도의 공기 밀도비에 비례한다고 가정하였다.

$$P = P_{SL} \left(\frac{\rho}{\rho_{SL}}\right) = P_{SL} \sigma \quad (7)$$

(7)번 식과 달리 식 (8)은 고도에 따라 보다 정확히 분석할 수 있는 Gagg & Ferrar 모델을 이용하여 제동마력을 구하였다[6].

$$\begin{aligned}
 P &= P_{SL} \left(\sigma - \frac{(1-\sigma)}{7.55} \right) \\
 &= P_{SL} (1.132\sigma - 0.132) = P_{SL} \frac{(\sigma - 0.117)}{0.883}
 \end{aligned}
 \tag{8}$$

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.

2-5 프로펠러 직경 및 효율

프로펠러 항공기의 개념 설계 시 추진 해석을 하는 과정에서 프로펠러의 직경은 소음과 기하학적인 구속력과 같은 다양한 특성을 결정하는 중요한 역할을 한다. 따라서 아래 식들과 같이 프로펠러의 직경을 추정하는 방법을 사용한다[6].

프로펠러의 블레이드가 2개인 경우

$$D = 10000 \cdot \sqrt[4]{\frac{P_{BHP}}{53.5 \times RPM^2 \times V_{TAS}}}
 \tag{9}$$

프로펠러의 블레이드가 4개인 경우

$$D = 10000 \cdot \sqrt[4]{\frac{P_{BHP}}{111 \times RPM^2 \times V_{TAS}}}
 \tag{10}$$

프로펠러의 블레이드가 3개인 경우는 블레이드가 2개와 4개인 경우를 이용하여 구할 수 있다.

$$\begin{aligned}
 D &= \frac{10000 \cdot \sqrt[4]{\frac{P_{BHP}}{53.5 \times RPM^2 \times V_{TAS}}}}{2} \\
 &+ \frac{10000 \cdot \sqrt[4]{\frac{P_{BHP}}{111 \times RPM^2 \times V_{TAS}}}}{2} \\
 &= 10000 \cdot \sqrt[4]{\frac{P_{BHP}}{78.5 \times RPM^2 \times V_{TAS}}}
 \end{aligned}
 \tag{11}$$

여기서 D 는 프로펠러의 직경, P_{BHP} 는 제동 마력, RPM 은 분당 회전속도, V_{TAS} 는 비행속도를 나타낸다.

또한 식 (12)~(15)의 반복 계산을 통하여 프로펠러의 최적화된 효율을 구할 수 있다. 초기 프로펠러 효율은 0.5로 가정하였으며, 식 (15)에서 새로운 프로펠러 효율은 이상적인 프로펠러 효율의 85%를 낼 수 있다고 가정하였다.

$$T = \frac{550 * \eta_p * P_{BHP}}{V}
 \tag{12}$$

$$V_{induced} = \frac{1}{2} * \left(\sqrt{V^2 + \frac{2 * T}{\rho * A}} - V \right)
 \tag{13}$$

$$\eta_{p_ideal} = \frac{1}{1 + V_{induced}/V}
 \tag{14}$$

$$\eta_{p_new} = 0.85 * \eta_{p_ideal}
 \tag{15}$$

여기서 T 는 추력, V 는 순항속도, $V_{induced}$ 는 유도 속도, η_{p_ideal} 는 이상적인 프로펠러 효율, η_{p_new} 는 새로운 프로펠러 효율을 나타낸다.

2-6 이분법(Bisection method)

본 연구에서는 최적화 방법으로 이분법(bisection method)를 이용하였다. 이분법은 근이 반드시 존재하는 폐구간을 이분한 후, 이 중 근이 존재하는 하위 폐구간을 찾는 알고리즘이다. 또한 근이 존재한다는 것을 전제로 구간을 설정하는 것이므로 방정식이 간단하고 근을 구하는 것이 중요한 목적적인 경우 가장 적합한 방법이다.

이 방법은 구간 $[a, b]$ 에서 연속 함수 f 에 대하여 $f(a)f(b) < 0$ 인 폐구간에 대해서 $\frac{|b-a|}{2}$ 을 계산하여 나오는 값을 폐구간 끝점으로 설정하여 새로운 폐구간을 만든다. 이와 같은 방법을 n 번 시행하게 되면 점점 $f(x) = 0$ 을 만족하는 x 값에 다가가게 된다.

전체 구속조건 해석과정에서 우선 기존의 GA (general aviation)급 항공기의 통계적인 수치를 사용하여 초기중량을 설정하고 이를 이용하여 초기 구속조건 해석 (constraint analysis)을 수행한다. 또한 구속조건과 함께 이분법을 이용하여 반복 계산을 통한 최적화된 설계점을 찾는다.

III. PAV 형상

PAV를 사이징하기 위해서는 고객의 요구도를 순항속도, 항속거리, 이착륙거리, 최대순항속도, 최대적재중량 등 공학적인 요구조건들로 전환해야 한다. NASA는 Centennial Challenge PAV대회에서 표 4와 같이 PAV에 대한 개념을 정의 하였다[8].

또한 Li et al[9]의 연구에서는 PAV의 공학적인 요구사항 및 목표치를 표 5와 같이 제시하였으며 신뢰성, 지상주행시간 및 조종 훈련시간도 제안하였다.

3-1 PAV 익형 자료

익형은 저속에서 높은 양항비를 얻을 수 있는 익형을 조사하였다. 일리노이 주립대학 익형데이터 연구실(university of

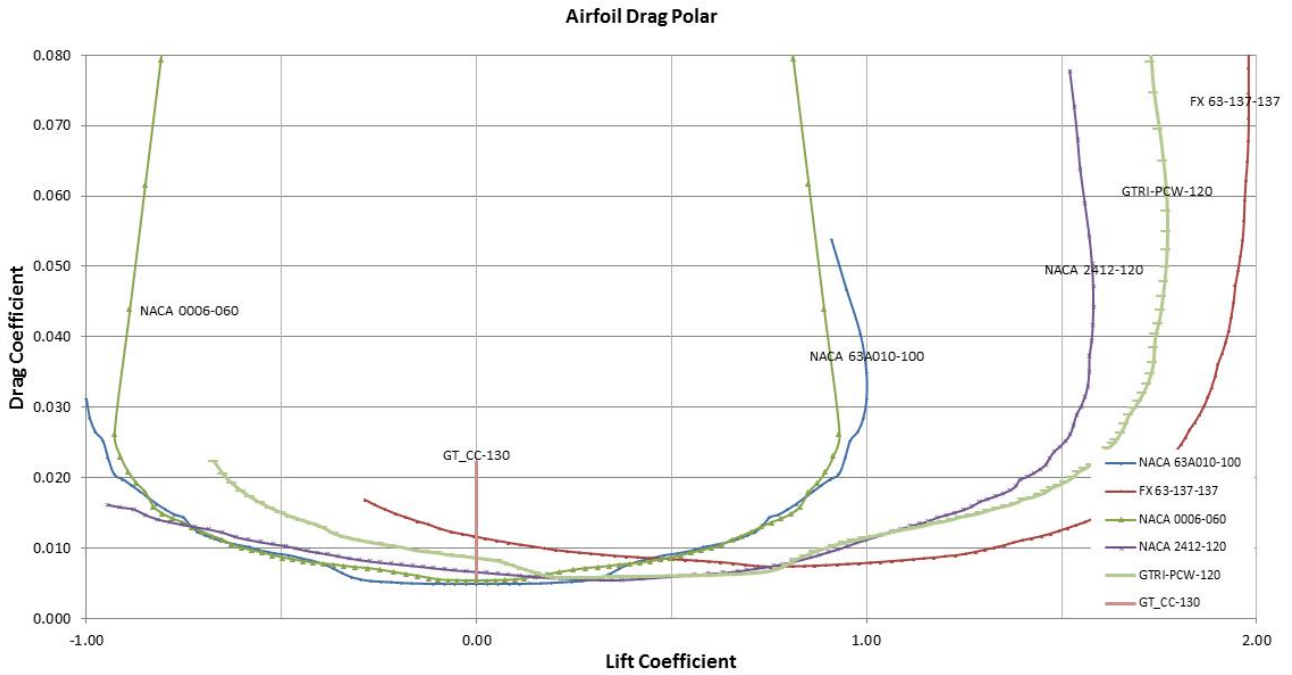


그림 1. 익형 항력 분포
Fig. 1. Airfoil drag polar.

illinois urbana champaign airfoil data lab)과 Airfoil Tools 사이트 [10]에서 익형 데이터를 조사 하였으며, 익형 데이터들의 양항비를 Fig. 1과같이 비교하였고 가장 높은 양항비를 나타내는 FX 63-137 익형을 PAV에 적용하였다.

표 4. NASA의 PAV 정의 및 고객 요구도[8]
Table 4. NASA PAV definition and customer requirements[8].

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 5. PAV의 공학적인 요구조건[9]
Table 5. PAV engineering requirements[9].

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

3-2 접이구조 (Folding mechanism)

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

$$\overline{m}_w^{fold} = \overline{m}_w^{nonfold} (1 + \Delta \overline{m}_{fold}) \tag{16}$$

$$\Delta \overline{m}_{fold} = \overline{m}_{fold}^{ins} + \overline{m}_{fold}^{mech} + \overline{m}_{pin}^{mech} \tag{17}$$

$$\overline{m}_W^{fold} = \overline{m}_W^{nonfold} * (1 + \overline{m}_{fold}^{ins} + \overline{m}_{fold}^{mech} + \overline{m}_{pin}^{mech}) \tag{18}$$

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.

접이구조의 날개 길이 방향의 접히는 축 위치에 따라 중량이 크게 변하는 것을 알 수 있다[11]. 단순접이식 구조는 중량 변화량에 대한 데이터가 있으나, 접이회전식(folding/rotating)의 경우 변화량에 대한 참고할만한 데이터가 없어 접이구조식의 접히는 축 위치에 따른 무게의 증가량을 표 6과 같이 단순접이식에 비해 좀 더 크게 가정하여 현재 설계하는 도로주행형 PAV에 적용하였다.

표 6. 다양한 접이구조에 의한 중량 변화
Table 6. Weight variation for various folding mechanism.

Folding position	Simple folding (Δm)	Folding/rotating (Δm)
0.64	0.18	0.2
0.48	0.21	0.25
0.32	0.39	0.41

3-3 PAV 형상

도로주행형 PAV 설계를 위해 필요한 설계요구조건 중 하나인 한국의 도로폭 및 주차장 규정은 표 7~9와 같다[12].

표 7. 주차장 법(평행 주차 형식) [12]
Table 7. Parking law (parallel parking type) [12].

Type	Width (m)	Length (m)
Compact	more than 1.7	more than 4.5
Standard	more than 2.0	more than 6.0
Roads in residential area	more than 2.0	more than 5.0
Two wheel vehicles only	more than 1.0	more than 2.3

표 8. 주차장 법 (평행 주차 형식 이외)[12]
Table 8. Parking law (other than parallel parking type) [12].

Type	Width (m)	Length (m)
Compact	More than 2.0	More than 3.6
Standard	More than 2.3	More than 5.0
Stretched	More than 2.5	More than 5.1
Handicapped only	More than 3.3	More than 5.0
Two wheel vehicles only	More than 1.0	More than 2.3

표 9. 도로폭 규정[12]
Table 9. Road width regulation [12].

Type		Minimum width of road (m)			
		Local area	Urban area	Compact car road	
Highway		3.50	3.50	3.25	
General road	Design speed (km/h)	More than 80	3.50	3.25	3.25
		More than 70	3.25	3.25	3.00
		More than 60	3.25	3.00	3.00
		Under 60	3.00	3.00	3.00

국내에서 운용 가능한 PAV의 날개 크기는 조사한 의형과 국내의 도로교통법을 참고하여 설정하였으며, 주차나 주행 시를 위해 날개에 접이구조를 적용하였다. 주 날개 사이징을 위해 기존 Raymer 책에 있는 GA급 항공기 자료를 참고하여 주 날개와 꼬리날개의 가로세로비(aspect ratio)와 테이퍼비(taper ratio), 꼬리날개의 부피계수(volume coefficient)를 설정하였다[7].

표 10. PAV 형상 (기준)

Table 10. PAV configuration (baseline).

PAV Configuration (baseline)	
Wing airfoil	FX 63-137
Propulsion type	Propeller
Propeller blade number	3
Wing morphing	Folding-Rotating
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

표 11. 임무형상 (기준)

Table 11. Mission profile (baseline).

Mission profile	
Driving speed	50 mi/h
Distance	50 mi
Range	300 mi
Maximum speed	120 kts
Cruising speed	100 kts
Cruising altitude	8,000 ft
Diversion range	50 nm
Passenger	2
Baggage	50 lb
Take-off ground roll	1000 ft
Take-off altitude	0 ft
Rate of climb	800 fpm
Rate of climb altitude	0 ft
Stall speed	50 kts
Service ceiling	10,000 ft

3-4 임무형상

우리나라 국토는 70% 이상이 산으로 되어있으며, 제주도를 제외한 내륙에서 제일 높은 산인 지리산의 높이는 1,915m이다. 따라서 도로주행형 PAV 임무형상의 순항고도를 설정할 때 산 높이를 고려해야 한다. 기존의 활주로는 민항기 및 군용으로 사용되고 있어 이용이 제한되며, 새로운 활주로는 만들기 어렵다. 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 바탕으로 기본 임무형상을 표 11에 나타내었다.

IV. PAV 구속조건 해석

4-1 기본 임무형상 해석

우리나라의 지리적인 조건과 설계 요구조건, FAR PART 23 인증기준을 바탕으로 작성한 임무형상에 대해 수행한 구속조건 해석 결과는 표 11, 그림 2~4와 같다.

표 12. 사이징 결과 (기준)

Table 12. Sizing result (baseline).

PAV sizing result			
MTOW(lb)	T/W	W/S (lb/ft ²)	P/W (hp/lb)
2,771	0.24	19	0.07

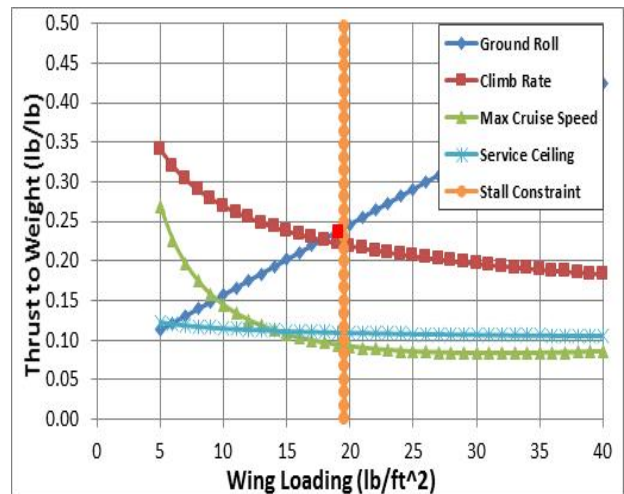


그림 2. 추력대중량비 대 익면하중 결과 그래프

Fig. 2. T/W vs. W/S result graph.

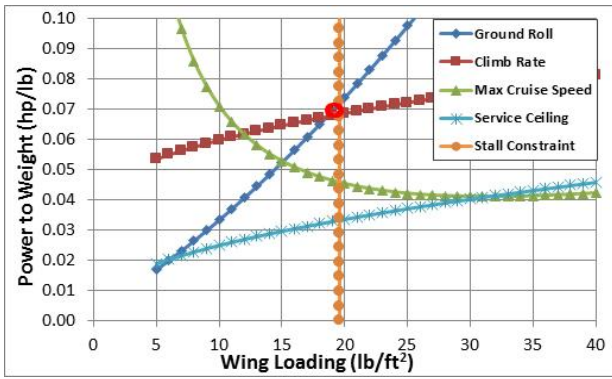


그림 3. 동력대중량비 대 익면하중 결과 그래프
Fig. 3. P/W vs. W/S result graph.

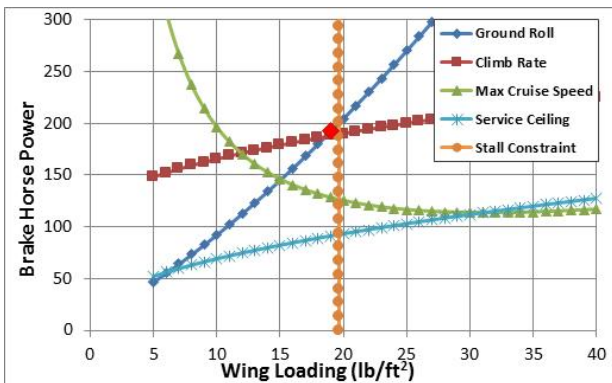


그림 4. 제동마력 대 익면하중 결과 그래프
Fig. 4. BHP vs. W/S result graph.

4-2 임무형상 변경에 따른 구속조건 해석

그림 2 ~ 4의 그래프 상의 구속조건들에서 설계점 근처에 있는 지상 활주거리, 상승률, 실속속도, 최대 순항속도가 설계점 결정에 가장 큰 영향을 미치는 구속조건으로 판단되었다. 4가지 구속조건 중 먼저 표 13과 같이 표 11의 기본 임무형상을 변경하여 표 14와 그림 5 ~ 8과 같은 사이징 결과를 얻을 수 있었다.

표 13. 지상활주거리, 상승률, 실속속도 구속조건 변경

Table 13. Ground roll, rate of climb, stall speed constraint changes.

Case	Ground roll (ft)	Rate of climb (ft)	Stall speed (kts)
1	1,200	1,000	55
2	800	1,000	55
3	1,200	600	55
4	1,200	1,000	45
5	800	600	55
6	800	1,000	45
7	1,200	600	45
8	800	600	45

표 14. 지상활주거리, 상승률, 실속속도 변화에 따른 사이징 결과
Table 14. Sizing results for ground roll, rate of climb, stall speed changes.

Case	MTOW (lb)	Wing area (ft ²)	T/W	W/S (lb/ft ²)	P/W (hp/lb)	Eng power (bhp)
1	2,713	118	0.25	23	0.08	215
2	2,922	126	0.33	23	0.10	302
3	2,662	116	0.24	23	0.07	195
4	3,223	214	0.25	15	0.08	242
5	2,919	126	0.33	23	0.10	301
6	3,221	214	0.25	15	0.08	242
7	3,016	200	0.19	15	0.06	173
8	3,112	206	0.23	15	0.07	207

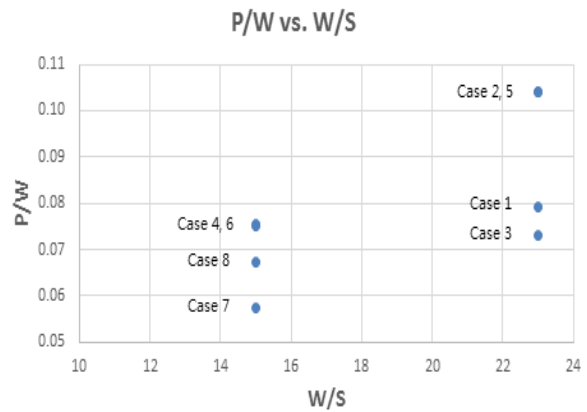


그림 5. 동력대중량비 대 익면하중 분포 사이징 결과 1
Fig. 5. P/W vs. W/S sizing results 1.

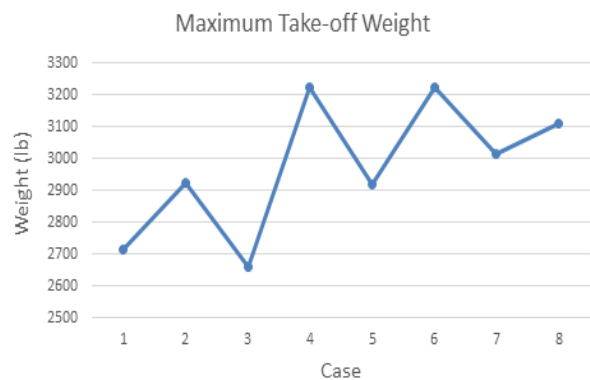


그림 6. 이륙중량 분포 사이징 결과 1
Fig. 6. MTOW sizing results 1.

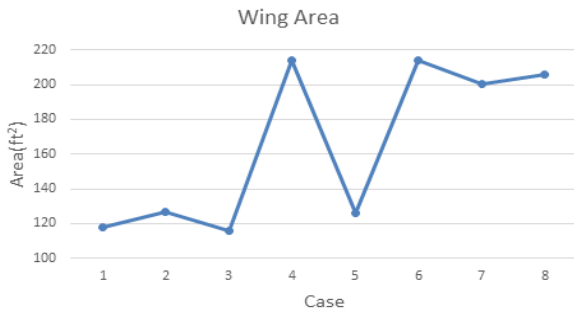


그림 7. 표 14 날개면적 분포 사이징 결과 1
Fig. 7. Wing area sizing results 1.

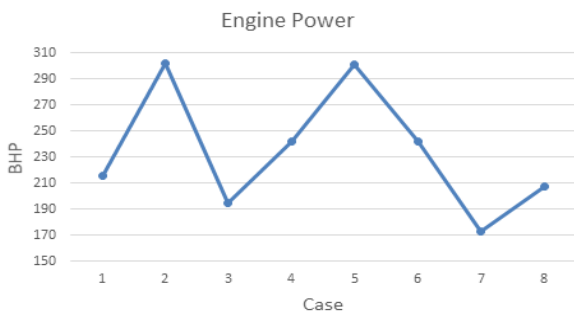


그림 8. 표 14 엔진동력 분포 사이징 결과 1
Fig. 8. Engine power sizing results 1.

사이징 시 더 큰 상승률과 짧은 지상 활주거리는 이륙 시의 큰 추력을 필요로 하며, 그에 따라 더 큰 엔진이 필요하고 결국 PAV의 중량뿐만 아니라 날개면적까지 증가하게 된다. 또한 실속속도에 따라 익면하중이 영향을 받게 되며, 따라서 날개면적과 이륙중량도 영향을 받는다.

다음으로 표15와 같이 지상 활주거리, 상승률, 최대속도를 변경하면서 사이징에 어떤 영향을 미치는 지 분석하였다.

표 15. 지상 활주거리, 상승률, 최대속도 구속조건 변경
Table 15. Ground roll, rate of climb, maximum speed constraint changes.

Case	Ground roll (ft)	Rate of climb (ft)	Maximum speed (kts)
1	1,200	1,000	140
2	800	1,000	140
3	1,200	600	140
4	1,200	1,000	100
5	800	600	140
6	800	1,000	100
7	1,200	600	100
8	800	600	100

표 16. 지상활주거리, 상승률, 최대속도 변화에 따른 사이징 결과
Table 16. Sizing result for ground roll, rate of climb, maximum speed changes.

Case	MTOW (lb)	Wing area (ft²)	T/W	W/S (lb/ft²)	P/W (hp/lb)	Eng power (bhp)
1	3095	162	0.25	19	0.08	253
2	3143	164	0.28	19	0.09	273
3	2913	153	0.21	19	0.06	185
4	2764	145	0.25	19	0.07	202
5	3136	164	0.28	19	0.09	272
6	2842	149	0.28	19	0.08	233
7	2639	139	0.21	19	0.06	155
8	2839	149	0.28	19	0.08	232

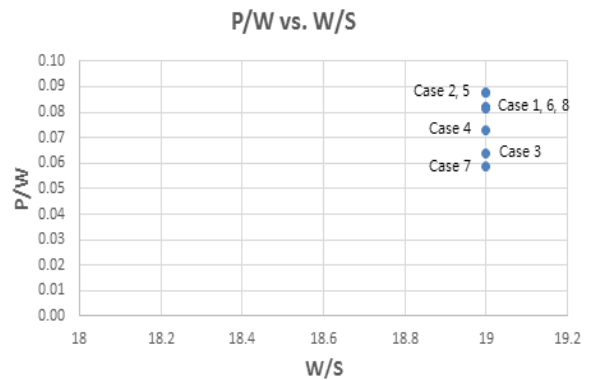


그림 9. 동력대중량비 대 익면하중 사이징 결과 2
Fig. 9. P/W vs. W/S sizing results 2.

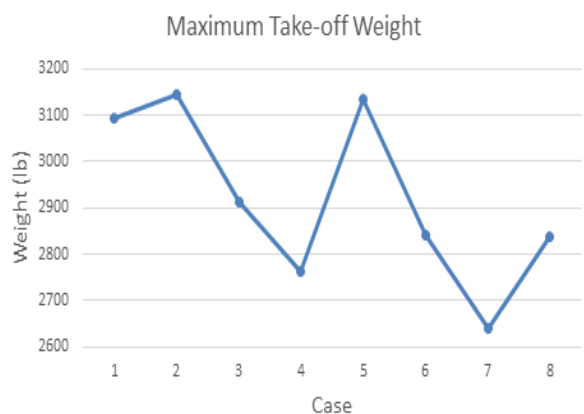


그림 10. 이륙중량 분포 사이징 결과 2
Fig. 10. MTOW sizing results 2.

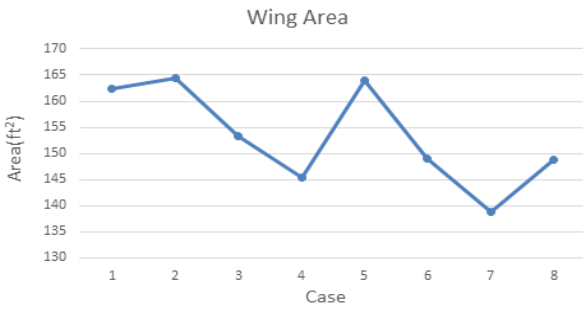


그림 11. 날개면적 분포 사이징 결과 2
 Fig. 11. Wing area sizing results 2.

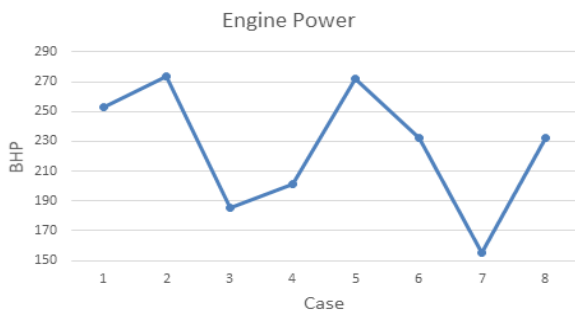


그림 12. 엔진동력 분포 사이징 결과 2
 Fig. 12. Engine power sizing results 2.

표 16의 사이징 결과에서 최대속도는 사이징 결과에 미치는 영향이 작은 것을 알 수 있다. 또한, 표 14의 사이징 결과와 마찬가지로 더 큰 상승률과 짧은 지상 활주거리는 큰 이륙중량량을 필요로 한다.

전체 사이징 결과 중 이륙중량량이 가장 작은 결과를 최종 설계점으로 결정하였으며, 그 결과인 표 16의 7번 경우에 대한 결과를 그림 13~15에 나타내었다. 또한, CATIA를 이용하여 설계한 형상을 그림 16, 17에 나타내었다.

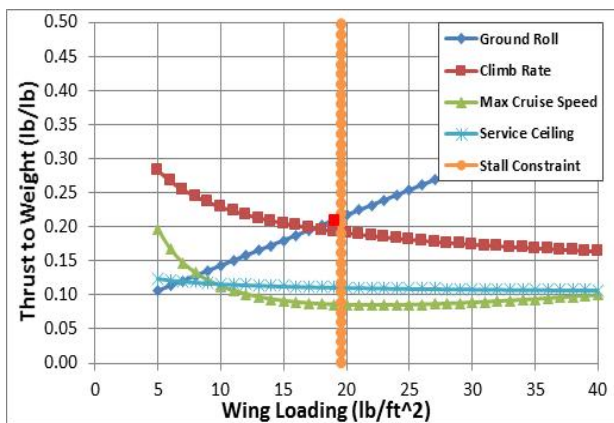


그림 13. 추력대중량비 대 익면하중 결과(표 16, 7번 케이스)
 Fig. 13. T/W vs. W/S result (Table 16, case 7).

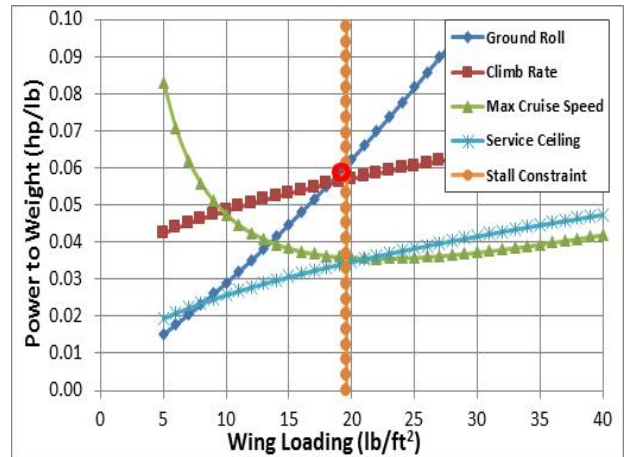


그림 14. 동력대중량비 대 익면하중 결과(표 16, 7번 케이스)
 Fig. 14. P/W vs. W/S result (Table 16, case 7).

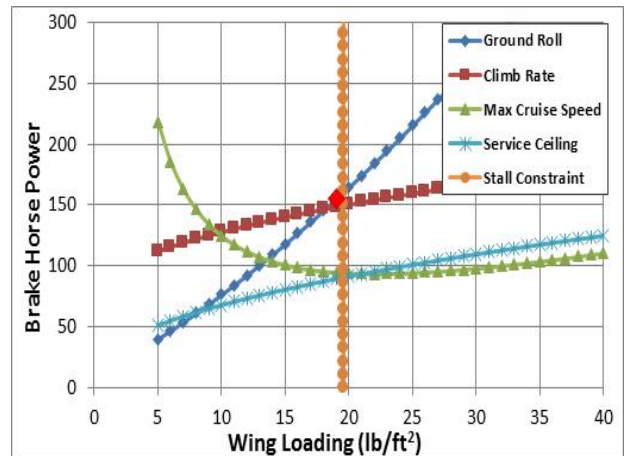


그림 15. 제동마력 대 익면하중 결과(표 16, 7번 케이스)
 Fig. 15. BHP vs. W/S result (Table 16, case 7).

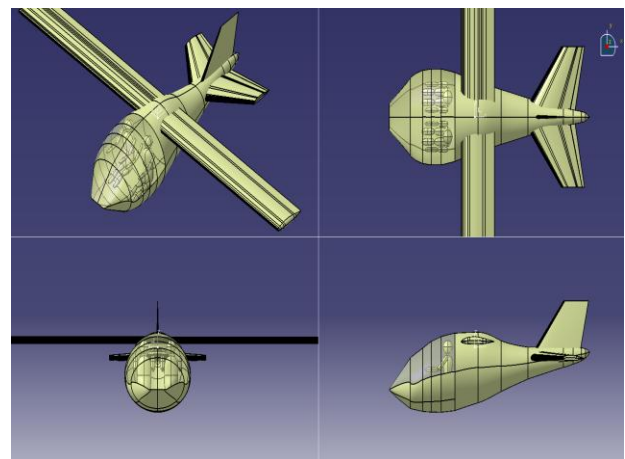


그림 16. PAV 형상 (비행모드)
 Fig. 16. PAV configuration (flying mode).

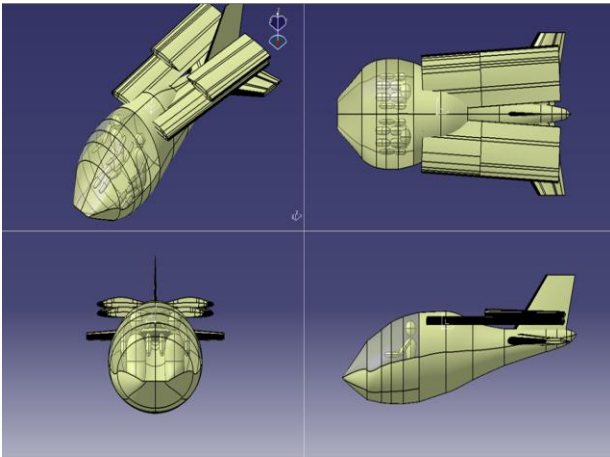


그림 17. PAV 형상 (주행모드)
Fig. 17. PAV configuration (driving mode).

V. 결 론

본 연구에서는 도로주행형 PAV의 구속조건 해석을 위해 PAV 사이징 프로그램을 개발하였다. 사이징 프로그램은 주어진 도로주행형 PAV형상 변수들과 임무형상을 이용하여 추력대중량비 / 익면하중 / 동력대중량비를 구하여 PAV의 설계점을 구하였다.

또한, 국내 환경 및 FAR PART 23을 고려하여 기본 임무형상을 작성하였다. 사이징 프로그램에서 사용되는 설계변수는 도로주행 속도, 도로주행 거리, 비행거리, 최대 속도, 순항 속도, 순항 고도, 우회 거리, 승객, 수하물, 지상 활주거리, 이륙 고도, 상승률, 상승 시작 고도, 실속 속도, 최대 상승 고도이다. 다양한 변수들 중 지상 활주거리, 최대 속도, 상승률, 실속속도의 변화가 타 설계변수에 비해 사이징에 큰 영향을 미치는 것으로 분석되어 4가지 변수에 대하여 다양한 경우의 수를 만들어 사이징을 수행하였다.

사이징 시 더 큰 상승률과 짧은 지상 활주거리의 설계 요구 조건은 큰 동력을 요구하며, 그에 따라 더 큰 엔진이 필요하고 결국 PAV 전체의 중량이 증가하게 되며 날개 면적까지 증가시키는 결과를 나타낸다. 실속속도는 익면하중에 직접적으로 영향을 주고 실속속도가 상승하면 익면하중이 증가하여 날개 면적이 감소하게 되고 실속속도가 감소하게 되면 익면하중도 감소하여 그 결과 날개 면적이 증가하게 된다.

사이징 결과 최대 속도는 지상 활주거리, 상승률, 실속속도에 비해 영향력이 작은 것을 알 수 있다. 표 14의 결과에서 4, 6 번 경우 설계변수에서 지상 활주거리의 차이가 있음에도 유사한 결과를 확인할 수 있다. 이를 통해 실속속도를 제외한 3가지 요구조건 중 상승률이 가장 큰 영향을 미치는 것으로 판단되었다. 또한, 이륙중중량이 가장 작은 결과를 최종 설계점으로 결정하였으며, 사이징 결과 중 표 16의 7번 경우가 최적의 사이징 결과로 볼 수 있다.

추후 연구에서는 실험계획법 (DOE; design of experiments)을 통해 다양한 임무형상을 생성하여 도로주행형 PAV 초기 사이징을 수행할 것이다. 또한, 도로주행형 PAV 설계에 필요한 좀더 정밀한 공력·추진·중량 해석을 종합적으로 반영한 사이징을 진행하고 가솔린 / 디젤 / 하이브리드 엔진 사용에 따라 사이징에 어떠한 영향을 미치는지를 분석할 예정이다.

Acknowledgement

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

References

- [1] [Internet]. Available: <https://www.carplane.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, Sep. 2011.
- [4] E. Lim, H. Hwang, J. Cha, S. Kim, and B. 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.
- [5] J. J. Lee, et. al. PAV (personal air vehicle) development preceding research, Korea Aerospace Research Institute, Apr. 2010.
- [6] S. Gudmundsson, *General Aviation Aircraft Design : Applied Methods and Procedures*, 1st ed. Waltham, MA: Elsevier, 2014.
- [7] D. P. Raymer, *Aircraft Design : A Conceptual Approach*, Washington, DC: AIAA Education Series, 1992.
- [8] [Internet]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/Personal_air_vehicle
- [9] Y. Li, D. DeLaurentis, and D. Mavris, Advanced rotorcraft concept development and selection using a probabilistic methodology, AIAA 2003-6759, 2003.
- [10] [Internet]. Available: <http://airfoiltools.com/search/index>
- [11] 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.

[12] [Internet]. Available: [hppt://www.law.go.kr](http://www.law.go.kr)



차 재 영 (Jae-Young Cha)

2018년 2월 : 세종대학교 항공우주공학과 (공학석사)
2018년 3월 ~ 현재 : 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



임 은 하 (Eun-Ha Lim)

2017년 2월 : 세종대학교 기계공학과 (공학사)
2017년 3월 ~ 현재 : 세종대학교 항공우주공학과 석사과정
※관심분야 : PAV Design, Solar Aircraft Design



김 석 범 (Seok-Beom Kim)

2017년 2월 : 세종대학교 항공우주공학과 (공학사)
2017년 3월 ~ 현재 : 세종대학교 항공우주공학과 석사과정
※관심분야 : PAV Design, Aircraft Weight Estimation