17CTAP
-C1148
65-02

국토교통기술촉진연구사업 최종보고서

2018

국토교통부 국토교통과학기술진흥원

국토교통기술촉진연구사업 R&D Report

보안 과제( ), 일반 과제(O) / 공개( ), 비공개(O)

국토교통기술촉진연구사업 제2차연도 최종 보고서

R&D /
17CTAP-C114865
-02

국토교통기술촉진연구사업
최종보고서

2018. 09. 17.

주관연구기관 / 세종대학교 산학협력단

국 토 교 통 부
국토교통과학기술진흥원

제 출 문

국토교통과학기술진흥원 귀하

'국토교통기술촉진연구사업'(연구개발 기간 : 2016. 06. 22 ~ 2018. 06. 21) 과제의 최종보고서 1부를 제출합니다.

2018. 07. 20.

주관연구기관명 : 세종대학교 산학협력단 (대표자) 김 선 재 (인)

주관연구기관책임자: 황 호 연

국토교통부소관 연구개발사업 운영규정 제29조에 따라 최종보고서 열람에 동의합니다.

보고서 요약서

<table>
<tr><td>과제 고유 번호</td><td>17CTAP-C114865-02</td><td>해당 단계
연구 기간</td><td colspan="2">2016. 06. 22~
2018. 06. 21</td><td>단계구분</td><td>(해당단계)/
(총단계)</td></tr>
<tr><td rowspan="2">연구사업명</td><td>중사업명</td><td colspan="5">국토교통기술촉진연구사업</td></tr>
<tr><td>세부사업명</td><td colspan="5"></td></tr>
<tr><td rowspan="2">연구과제명</td><td>대과제명</td><td colspan="5">인증기준을 고려한 노면주행형 PAV 사이징 프로그램 개발 및 개념설계</td></tr>
<tr><td>세부과제명</td><td colspan="5"></td></tr>
<tr><td rowspan="2">연구책임자</td><td rowspan="2">황호연</td><td>해당단계
참여
연구원 수</td><td>총: 15 명
내부: 12 명
외부: 3 명</td><td>해당단계
연구비</td><td>정부:400,000천원
기업: 천원
정부 외: 천원
계:400,000천원</td></tr>
<tr><td>총 연구기간
참여
연구원 수</td><td>총: 15 명
내부: 12 명
외부: 3 명</td><td>총 연구비</td><td>정부:400,000천원
기업: 천원
정부 외: 천원
계:400,000천원</td></tr>
<tr><td>연구기관명 및
소속 부서명</td><td colspan="3">세종대학교 산학협력단</td><td colspan="2">참여기업명</td></tr>
<tr><td>국제공동연구</td><td colspan="3">상대국명:</td><td colspan="2">상대국 연구기관명:</td></tr>
<tr><td>위탁연구</td><td colspan="3">연구기관명:</td><td colspan="2">연구책임자:</td></tr>
<tr><td colspan="4">요약
○ PAV에 적용되는 PART 23 인증기준 분석
○ 인증기준을 고려한 노면주행(Roadable) 미래형 개인용 항공기(PAV) 사이징 프로그램 개발
○ 노면주행형 PAV에 가용될 수 있는 기술조합 연구 및 미래의 기술 포트폴리오 선정
○ 2030년경에 가용한 기술을 반영한 개념설계를 진행하여 인증/안전성/경제성을 확보한 2030년경 실용화가 가능한 노면주행형 PAV 개념설계</td><td colspan="3">보고서 면수
387면</td></tr>
</table>

연구의 목적 및 내용	○ 인증기준을 고려한 노면주행(Roadable) 미래형 개인용 항공기(PAV) 사이징 프로그램 개발 ○ 2030년경에 가용한 기술을 반영한 개념설계를 진행하여 인증/안전성/경제성을 확보한 2030년경 실용화가 가능한 노면주행형 PAV 개념설계 ○ FAR PART23 인증기준을 고려한 노면주행 PAV 개념 설계용 소프트웨어 개발 - 노면주행 항공기 개발에 관한 요구조건을 정리하여 인증기준의 범주를 정의 - 노면주행 PAV를 여러 개의 물리적 영역의 세부계통으로 분리 - 여러 개의 예비 설계가 생성되면 이러한 설계들이 설계 요구조건을 만족하는지를 점검 - 정량적인 평가를 모델링과 시뮬레이션을 통해 수행 ○ FAR PART23 인증기준을 고려한 노면주행 PAV 개념설계 - 임무형상과 성능 구속조건을 인증기준에 맞추어 설정하고 설계변수 매트릭스를 구성 - 대안개념, 기준형상 설정과 추진시스템 선택 - 다양한 세부계통의 주요 특징이 미치는 개별 영향을 정의, 기술뿐만 아니라 기술 포트폴리오를 모델링할 수 있는 기능 개발 - 설계 경쟁력을 향상시키는 미래 기술을 찾아내고 기술들의 통합된 효과 분석
연구개발성과	○ 인증기준을 고려한 노면주행 PAV 개념설계용 소프트웨어 - 개정될 인증기준을 포함하여 FAR PART23, LSA 인증기준을 고려하는 PAV 설계 소프트웨어 - 틸트로터형은 배제하고 안전성이 상대적으로 높은 노면주행 PAV에 국한하여 설계 소프트웨어 개발 - 고객 요구도를 공학적인 요구조건으로 전환하는 기능 포함 - 설계 대안 평가를 위한 평가 기준 제시 - PAV개념 형상 및 주요 기술들의 조합 생성 - 기능적/물리적으로 PAV를 세부계통으로 분리하는 기능 - 노면주행 항공기 설계 및 기술 정의, 임무 정의 포함 - 사이징 및 통합 기능 포함 - 공력·추진·조종성·안전성·추진해석 기능 포함 - 사이징된 여러개의 설계 비교분석, 최종 개념 선택 기능 포함 ○ 인증기준을 고려한 노면주행 PAV 개념 설계 - 2030년경 실용화가 가능하고 인증/안전성/경제성 확보를 통해 타 교통수단과 비교하여 경쟁력이 있는 PAV의 개념 설계 - 임무형상과 성능 구속조건 설정 - 설계변수 매트릭스 작성 - 대안 개념 및 기준 형상 제시 - 추진 시스템 선택 및 사이징 결과 평가 - 성능향상을 위한 기술조합 연구 - 기술 포트폴리오 모델링 연구 - 미래 PAV의 기술 포트폴리오를 선정
연구개발성과의 활용계획 (기대효과)	○ 국내 PAV 개발 및 개발 역량 강화에 활용 ○ 지능형 자동차 개발에 활용 ○ 차세대 항공기 사업(Green Aircraft, UAV 등)에 활용 ○ 미래형 PAV 항공기 분야에 대한 핵심기술 확보 기대 ○ 미래원천기술시장 선도를 통한 자동차와 항공우주산업의 고부가 가치화 ○ 새로운 단거리 운송수단의 확대로 교통 문제 해결 ○ 출퇴근/통학 거리 제약 해결되어 수도권 인구 집중/교통/주택 문제 해결 ○ 배기가스 배출의 감소를 통한 지구 환경 보전에 기여 ○ 향후 대규모 인력 소요가 예상되는 친환경 전기동력 항공기 인력 양성

핵심어 (5개 이내)	개인용 항공기	전기 항공기	항공기 설계	개념설계	사이징

〈 SUMMARY 〉

Purpose & Contents	○ Development of a roadable personal air vehicle (PAV) sizing program considering various categories of type certification and future technologies ○ Design of certifiable, safe, economical roadable PAV concepts that can potentially be introduced to future market adopting technologies that are available in 2030 time frame ○ Development of a roadable personal air vehicle (PAV) conceptual design program considering various categories of type certification - Review and summarize the mission and performance specifications relevant to roadable air vehicle development and define the scope of the certification requirements in order to define the functional requirements of the PAV system - Decompose the roadable PAV system into subsystems in physical domain to provide design and technology alternatives for each of the subsystem - Perform modeling and simulation of developed roadable PAV concepts - Confirm whether the sized concepts satisfy the design requirements ○ Conceptual design of roadable PAV concepts considering certification requirements - Define mission profiles and performance constraints following identified certification requirements and develop a matrix of design parameters - Populate the matrix of design alternatives to develop promising vehicle configurations and propulsion system types - Develop capabilities to quantify sensitivity of PAV performance to key technological areas to identify the potential area of technological improvements with significant impacts - Identify technology portfolio that may increase technical feasibility and viability of the PAV concepts through integrated system level assessment of the concepts and the technology alternatives
Results	○ Development of roadable PAV conceptual design software considering certification requirements - Scope of roadable PAV certification requirements - Problem definition and roadable PAV concept generation - Modeling and simulation - Concept down-selection ○ Conceptual design of roadable PAV configurations considering certification requirements - Concept selection - Problem definition and concept generation - Sizing and quantitative assessment - Technology sensitivity analysis - Technology impacts analysis
Expected Contribution	○ Contribute to future Korean PAV development and enhance PAV development capabilities ○ Contribute to intelligent autonomous vehicle technology ○ Contribute to next generation aircraft (Green Aircraft, UAV, etc) development ○ Accumulation of core PAV technologies ○ Realization of high value-added industry through the leadership in future core technology market ○ Relieve traffic congestion by introducing new high-speed door-to-door mobility innovations ○ Extended commuting distance can distribute population concentrated in the greater Seoul area relieving traffic/housing problems ○ Contribute to the reduction of green house gas emissions and improvement ○ Grow work force in the area of environmentally friendly electric propulsion, for which a large future demand is expected

Keywords	PAV	Electric Aircraft	Aircraft Design	Conceptual Design	Sizing

〈 Contents 〉

1. Outline of research and development project ·····7
2. Status of domestic and overseas technology development ·····26
3. Research performance and achievements ·····44
4. Achievement goal and contribution to related field ·····346
5. Plan to utilize R&D achievements ·····348
6. In the course of research, Overseas science and technology information ··
·····358
7. Security grade of R&D achievements ·····362
8. Research facilities and equipment registered in the national science and technology information system ·····363
9. Performance of safety measures of laboratory according to the performance of research and development task ·····364
10. Representative research results of R&D projects ·····365
11. Others ·····366
12. References ·····367

〈 목 차 〉

1. 연구개발과제의 개요 ····· 7
2. 국내외 기술 개발 현황 ····· 26
3. 연구 수행 내용 및 성과 ····· 44
4. 목표 달성도 및 관련 분야 기여도 ····· 346
5. 연구개발성과의 활용 계획 ····· 348
6. 연구 과정에서 수집한 해외 과학기술 정보 ····· 358
7. 연구개발성과의 보안등급 ····· 362
8. 국가과학기술종합정보시스템에 등록한 연구시설 · 장비 현황 ····· 363
9. 연구개발과제 수행에 따른 연구실 등의 안전 조치 이행 실적 ····· 364
10. 연구개발과제의 대표적 연구 실적 ····· 365
11. 기타 사항 ····· 366
12. 참고 문헌 ····· 367

제1장. 연구개발과제의 개요

1. 연구개발 목적

○ FAR PART23 인증기준을 고려한 노면주행 PAV 설계 프로그램을 개발하고 2030년경에 가용한 기술을 반영한 개념설계를 진행하여 인증/안전성/경제성을 확보한 PAV를 설계하여 2030년경 실용화하는 것이 목표임

2. 연구개발의 필요성

○ 연구 배경 및 필요성

- 미국은 자동차의 증가로 인한 교통체증과 시간지체의 해법을 항공교통시스템의 혁신을 통하여 찾고자 함. 미국 도시의 자동차의 평균속도는 35mph이며, 로스엔젤레스와 같은 도시의 경우 2020년이 되면 평균속도가 22mph로 떨어질 것이라는 예측이 나옴. 미 교통부(DOT)는 교통체증으로 인하여 자동차 연료인 가솔린이 매년 670만 개론[1]이나 낭비될 것으로 발표함으로서 앞으로 제3의 교통시스템의 필요성을 공론화 함. 이러한 상황을 타개하기 위하여 미 정부는 PAVE (Personal Air Vehicle Exploration), NextGEN (Next Generation Air Transportation System), AGATE (Advanced General Aviation Transport Experiments) 및 SATS (Small Aircraft Transportation System)와 같은 소형 항공기와 관련된 프로젝트를 계획하고 추진하고 있음. PAV (Personal Air Vehicle)는 이들 프로젝트를 기반으로 탄생된 새로운 개념의 미래의 교통수단임

- PAV (Personal Air Vehicles)는 NASA가 2003년 비행체시스템 프로그램의 일환으로 자가용 항공기분과의 프로젝트를 선정할 때 처음 사용된 용어임[1]. 자기 집에서 목적지까지 자가용 항공기를 타고 직접 날아가는 또는 지상이동 또는 비행을 겸하여 목적에 도달하는 3차원 교통시스템의 시대가 열리게 되려면 첨단교통수단이 되기 위해서는 도로에서 운행되는 자동차만큼 불안감 없이 탈수 있도록 편안하고 안전한 기능을 갖추어야 함

- 이와 같은 PAV가 등장하면 현재의 항공교통시스템의 전면 개편이 뒤따르게 되고 교통문화 패러다임의 대 변혁이 일어날 것임. 미국의 마크 무어 박사에 따르면 비행의 개념을 바꾸어 놓을 새로운 시대가 열리고 신뢰성과 효율성이 탁월한 최첨단 추진기관으로 인해 자동차만큼 쉽고 안전하게 탈 수 있는 항공기가 등장할 것임. 최근에 한국항공우주연구원(KARI)은 PAV 관련 선행연구를 통해서 추진전략과 로드맵을 제시하였고 PAV의 상용화의 시기를 2030년 이후로 예측함[2].

- 지난 50년간 무수히 많은 노면주행(roadable) 항공기 설계가 이루어져 왔고 이러한 PAV에 의해 주어지는 유연성은 통근용 비즈니스 항공기의 효율을 증가시킬 뿐만 아니라 도심지역에서의 교통 체증을 줄일 수 있음

- PAV 개발은 하늘 고속도로 개발, 지상/해양/항공교통망 구축 등 교통체계의 3차원화로 교통체증을 완화하고 Door-to-Door 교통 달성, 기존 교통망의 최적 경로화로 평균이동시간을 단축하고 자동차 수준의 안전성/편의성/경제성을 가진 미래형 항공기의 일상화를 목표로 함

- 이러한 PAV의 장점들에도 불구하고 안전성 및 경제성, 관제 능력 등의 낮은 기술적 완성도로 인해 단지 몇 개의 설계만이 생산 단계에 이르렀으나 최근의 전기 및 하이브리드 전기 추진시스템의 기술진보는 시장에서 좀 더 매력적인 PAV 설계가 가능하도록 함

- 노면주행(roadable) PAV의 개발에서 가장 중요한 부분 중에 하나가 획득하고자하는 인증의 형식임, 개발자 측면에서는 여러 개의 범주와 기준들이 있으며 각각 운용 범위뿐만 아니라 개발 시 자체적으로 만족해야하는 요구조건들이 있음

- 그러나 항공기 인증절차에 대해 대폭적인 개정작업이 현재 진행되고 있고, 중요한 변화가 발생할 수 있음, 따라서 PAV에 아래 표와 같은 영향을 미칠 수 있음(다음 표는 고정익 PAV에 적합한 3개의 범주 비교)

	ASTM Committee F37 Standards Special Airworthiness Certificate Light Sport Aircraft	FAR Part 23 Special Airworthiness Certificate Primary Category	FAR Part 23 Standard Airworthiness Certificate Normal Category
최대이륙중량	1,320 lb (land) 1,430 lb (sea)	2,700 lb (land) 3,375 lb (sea)	12,500 lb 6,000 lb (*)
최대속도	120 kt CAS	No restriction	No restriction
최대실속속도	45 kt CAS Landing Conf.	61 kt CAS Landing Conf.	61 kt CAS (**)
엔진	Single Engine	Single Engine Normally Aspirated	/
프로펠러	Fixed pitch / Ground adjustable	/	/
객실	Two seats including pilot seat Non-pressurized	Four seats including pilot seat Non-pressurized	Nine seats plus pilot(s) seat(s)
기타	Fixed landing Gear (land)	Fixed landing Gear (land)	/
운영	No commercial operations VFR-IFR-Day-Night (***)	No commercial operations VFR-IFR-Day-Night (***)	Commercial operations VFR-IFR-Day-Night (***)
조종사 인증	Sport pilot license or above	Recreational pilot license or above Medical certification	Recreational pilot license or above Medical certification
(*) For the purpose of a PAV, an MTOW of 6,000 lb is retained to facilitate certification but this is not a “hard” constraint (**)- For single engine aircraft, if 61kt is not met, additional structural and survivability requirements must be satisfied - For multi-engine aircraft, if 61 kt is not met, either minimum climb performance must be satisfied or additional structural and survivability requirements must be satisfied (***) If aircraft properly equipped and pilot properly rated			

- 노면주행 PAV를 개발하려는 많은 노력들 중에서 해외에서 연구개발된 아래 표의 3개의 PAV가 가장 전망이 밝다고 볼 수 있음, 이중 2개는 고정익 개념으로 Terrafugia Transition

과 Aeromobil 3.0이며 다른 하나는 오토 자이로 개념의 PAL-V 임

- 이 3개의 PAV 모두 좌석은 2개로 제한되며 최대 순항속도도 97노트에서 107노트로 제한됨
- 이러한 설계의 선택은 인증(Transition과 Aeromobil은 Light Sport Category 사용)의 선택과 노면주행 PAV의 비교분석 연구의 결과로 판단됨

	Terrafugia Transition	PAL-V	Aeromobil 3.0
			
Capacity	2 Seats	2 Seats	2 Seats
Road-Size (LxWxH)	18ft 9in x 7ft 6in x 6ft 8in	13ft 1in x 5ft 3in x 5ft 3in	19ft 8in x 7ft 4in x 5ft 3in
Max Take Off Weight	1,430 lb	2,006 lb	1,430 lb
Empty Weight	970 lb	1,499 lb	992 lb
Max Speed	100 kt	97 kt	107 kt
Stall Speed	45 kt	27 kt	45 kt
Range (Air) Range (Road)	425 nm 805 sm	190 nm 750 sm	270 nm 370 sm
Take-Off Roll Landing Roll	100 ft 100 ft	540 ft 100 ft	540 ft 165 ft
Air Fuel Economy	5 gph	9.5 gph	4.0 gph

- 위의 3가지 PAV를 포함 많은 노면주행 개념의 항공기가 개발되고 비행시험을 하였지만 아직 인증이나 상업화에는 이르지 못하였고 가까운 장래에 인증과 상업화의 벽을 넘는다고 해도 성능과 가격면에서 다른 항공 수단에 비해 경쟁력이 있어야만 성공적으로 시장에 진입할 수 있음
- 따라서 2030년경 성숙될 것으로 예상되는 미래 기술들을 적극적으로 통합해서 인증기준을 만족시키는 최첨단의 노면주행 PAV 설계 기술을 개발할 필요성이 제기됨
- 노면주행 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 확보하여 PAV의 실용화와 상업화를 앞당길 필요성이 제기됨
- 미국 정부는 현재의 아주 복잡하고 까다로운 PART 23 인증이 막대한 인증 비용과 시간 때문에 새로운 기술을 적용한 신형 항공기의 개발을 저해하고, 결과적으로 소형 항공기 산업이 장기간 침체되는 가장 큰 원인 중 하나라는 각계의 여론을 수렴하여 2013년 “소형 항공기 활성화 법안(Small Airplane Revitalization Act)”을 국회에서 통과함으로써 미국 연방 항공청(FAA)의 소형항공기에 대한 새로운 인증 규제를 마련을 의무화 함

- FAA는 2008년부터 1965에 처음 도입된 PART23 의 개정작업을 논의하기 시작하였으며 2013년 소형 항공기 활성화 법안의 통과로 인하여 본격적으로 새로운 인증 기준 및 절차 마련에 착수하였으며, 2016년 3월 9일에는 FAR 23의 개정방안을 담은 공문을 발표함 (Notice of proposed rule making, “Revision of Airworthiness Standards for Normal, Utility, Acrobatic, and Commuter Category Airplanes”)
- FAA가 2016년 3월 제시한 PART23 개정방안에 따르면 기존의 항공기의 무게나 엔진종류에 따르던 항공기의 분류 방법에서, 항공기의 성능(좌석수, 최대속도 등)이나 기술적 복잡도(시계비행만 가능 혹은 전천후 비행가능 등)에 따른 분류방법으로 바꾸는 것을 제안함
- 또한 새로운 항공기가 인증기준을 만족하는지 여부를 확인하는 절차(means of compliance)를 간소화함으로써 인증비용과 시간을 획기적으로 줄이는 방안이 핵심임. 새로운 방안은 기존의 PART23에서 사용하던 방식이 아닌 합의에 기반한 방식(consensus standards)이 될 것이며 ASTM, SAE와 같은 민간 단체들이 인증확인절차를 개발하고 FAA가 승인하는 방식이 될 것임
- 따라서 위에서 언급된 FAA가 2016년 3월 제시한 PART23 개정방안 중 PAV에 적용되는 인증기준을 고려한 PAV 연구개발이 필요함

○ 고정익 Roadable PAV
- 고정익 PAV의 장점은 곧 회전익 PAV의 단점이 되며 회전익 PAV의 장점은 곧 고정익 PAV의 단점이 됨
- 이는 상황에 맞는 PAV 종류를 선택해야 한다는 것을 의미함. 2018년도 현재 PAV시장 추세는 회전익 전기 항공기이며, 이에 대한 개발은 각국에서 활발히 연구진행 되고 있음
- 이는 도심의 교통 체증으로 인한 심각한 사회문제를 해결하기 위해 공유 비행체 기반 이동성(ODM: On- Demand Mobility)의 구축을 위한 일한 중 하나임
- VTOL PAV와 비교하여 노면주행형 PAV의 주요 장점은 적은 추진동력으로 큰 유상하중을 담당할 수 있고 연료소모도 작다는 것임. 즉 노면주행형 PAV는 고정익을 사용하므로 적은 추력대중량비(프로펠러 항공기의 경우 동력대중량비)로 운행이 가능하여 700km 이상의 장거리 운항이 가능함(로터형 VTOL PAV는 항속거리가 50km 내외). 따라서 본 연구에서는 이륙을 위해 활주로가 필요하다는 단점에도 불구하고 노면주행형 PAV 설계를 위한 사이징 프로그램을 개발하고 이를 사용하여 노면주행형 PAV 개념설계를 수행함
- 노면주행 PAV의 경우 활주로가 적은 우리나라에서는 활용성이 떨어지나 이착륙이 가능한 소형공항과 활주로가 1만개에 이르는 미국에서는 긴 항속거리를 운항하는데 활용성이 높음

3. 연구개발 범위

가. 1차 연도

① 개발 목표

- 주관연구기관(세종대학교): **인증기준을 고려한 노면주행 PAV 개념 설계용 소프트웨어 개발**

② 개발 내용 및 범위

- 주관연구기관(세종대학교):

○ 인증기준 범주(Certification Criteria Categories)

- 노면주행 항공기 개발에 관하여 가장 중요한 질문 중에 하나는 요구되는 인증 유형과 관련됨
- 항공기 개발자들이 이용 가능한 기준 또는 그들 각자가 운항영역선도(operation envelope) 뿐만 아니라 항공기 개발을 근본적으로 유도하는 요구사항들을 위한 몇 가지의 인증 범주가 있음
- 세 가지의 인증 범주(Light Sport Aircraft using ASTM Committee F37 standards, FAR Part 23 with a Special Airworthiness Certificate in the Primary Category, FAR Part 23 with a Standard Airworthiness Certificate in the Normal Category)는 고정익 PAV에 적합한 것으로 확인되었으나 항공기 인증 절차 주요부분의 개정 작업이 이미 진행 중이고 큰 변화가 발생할 것으로 예상됨
- 미국 정부는 현재의 아주 복잡하고 까다로운 PART 23 인증이 막대한 인증 비용과 시간 때문에 새로운 기술을 적용한 신형 항공기의 개발을 저해하고, 결과적으로 소형 항공기 산업이 장기간 침체되는 가장 큰 원인 중 하나라는 각계의 여론을 수렴하여 2013년 “소형 항공기 활성화 법안(Small Airplane Revitalization Act)”을 국회에서 통과함으로써 미국 연방 항공청(FAA)의 소형항공기에 대한 새로운 인증 규제 마련을 의무화 함
- FAA는 2008년부터 1965에 처음 도입된 PART23 의 개정작업을 논의하기 시작하였으며 2013년 소형 항공기 활성화 법안의 통과로 인하여 본격적으로 새로운 인증 기준 및 절차 마련에 축수하였으며, 2016년 3월 9일에는 FAR 23의 개정방안을 담은 공문을 발표함(Notice of proposed rule making, “Revision of Airworthiness Standards for Normal, Utility, Acrobatic, and Commuter Category Airplanes”)
- FAA가 2016년 3월 제시한 PART23 개정방안에 따르면 기존에 항공기의 무게나 엔진종류에 따르던 항공기의 분류 방법에서, 항공기의 성능(좌석수, 최대속도 등)이나 기술적 복잡도(시계비행만 가능 혹은 전천후 비행가능 등)에 따른 분류방법으로 바꾸는 것을 제안함

- 또한 새로운 항공기가 인증기준을 만족하는지 여부를 확인하는 절차(means of compliance)를 간소화함으로써 인증비용과 시간을 획기적으로 줄이는 방안이 핵심임. 새로운 방안은 기존의 PART23에서 사용하던 방식이 아닌 합의에 기반한 방식(consensus standards)이 될 것이며 ASTM, SAE와 같은 민간 단체들이 인증확인절차를 개발하고 FAA가 승인하는 방식이 될 것임
- 인증기준 범주 연구에서는 위에서 언급된 FAA가 2016년 3월 제시한 PART23 개정방안 중 PAV에 적용되는 인증기준을 연구함

○ 문제 정의(Problem Definition)

- 최고의 노면주행 항공기의 개념설계는 문제의 정의에서 시작됨. 문제의 정의의 가장 첫 번째 단계에서는 시장분석을 통하여 잠재적 고객이 어떤 PAV를 필요로 하는지를 파악한 뒤, 고객의 요구도를 순항속도, 항속거리, 이착륙 거리, 최대순항속도, 최대적재중량 등 공학적인 요구조건들로 전환함. 또한 공학적인 요구조건들에 따라 연구개발 될 PAV가 속할 인증기준의 범주가 정해짐. 인증기준의 범주가 정해지면 각종 설계제약조건이 결정됨
- 주행모드(ground mode)에서 일반 차량과 도로를 동시에 이용하는 상황을 고객 요구도로 반영하고 이를 공학적인 설계 요구조건으로 전환함
- 또한 이 단계에서는 주로 PAV 성능과 관련된 공학적인 요구조건과 설계제약조건과는 별도로 개념도출 단계에서 나오게 되는 여러 설계 대안들을 평가하기 위한 평가기준을 정함. 평가기준에는 개발 비용, PAV 생산 단가, 기술개발 위험도, 인증관련 위험도 등이 포함될 수 있음
- 문제 정의 단계에서 또 다른 중요한 과제는 미래 개념을 포괄하는 잠재적인 기술정의와 주어진 문제와 관련된 기존의 항공기 개념설계를 폭넓게 검토하는 것임. 즉, PAV가 시장에 진입할 시점(예 2030)에 사용이 가능한 새로운 기술들을 파악하여 미래에 통합하여 사용할 수 있는 가능성이 있는 기술들을 검토하고 현존하는 PAV를 조사하기 위해 많은 참고문헌을 검토함
- 아래 첫째 그림은 PAV 개념설계 절차를 나타내는 그림이고 둘째 그림은 PAV 설계 단계별 필요한 업무와 그에 따른 산출물을 나타냄

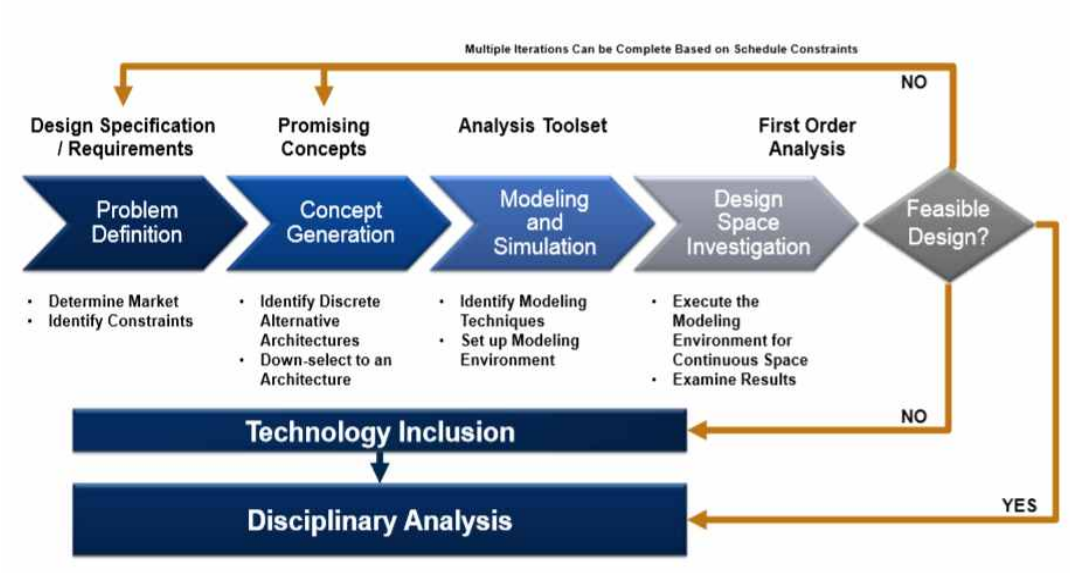


그림1 . PAV 개념설계 과정

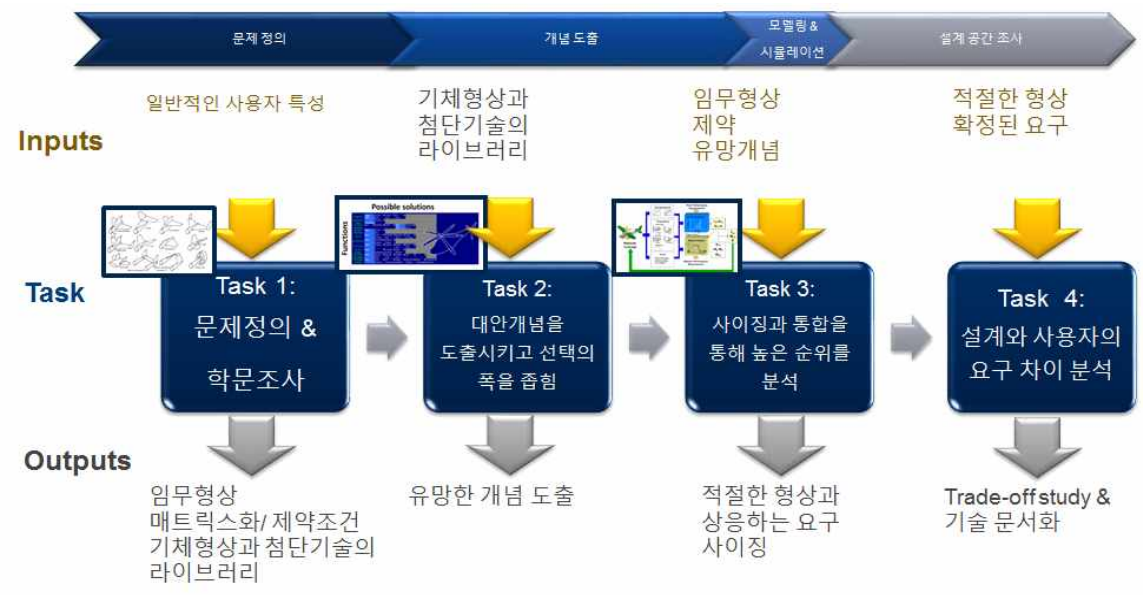


그림 2. PAV 설계 단계별 업무와 산출물

○ 개념 생성(Concept Generation)

- PAV 개념설계의 두 번째 단계인 개념 생성 단계에서는 첫 번째 단계에서 정의된 성능 요구조건, 인증기준, 평가기준에 부합될 가능성이 높은 유망한 PAV 개념 형상 및 주요 기술들의 조합을 생성함

- 유망한 PAV 개념을 도출하기 위해서는 먼저 PAV가 정의된 임무를 수행하는데 필요한 기능적 영역(functional domain)과 물리적 영역(physical domain)에서 기능적/물리적으로 PAV를 세부계통(subsystem)으로 분리함. 예를 들어 추진, 에너지 저장장치, 양력 생성 장치, 착륙장치 등과 같이 참고문헌에서 검토한 모든 가능성 있는

세부계통을 확인하고 정리함. 이후 각 세부계통에 대해 하위 대안을 선택하여 개념 생성을 수행함. 이러한 절차는 대화형 형상변경 가능 대안 매트릭스(Interactive Reconfigurable Matrix of Alternatives)를 작성하여 사용하면 편리함(아래 그림). 이 대안 매트릭스를 사용하여 수많은 세부계통 조합 중에서 요구조건을 만족할 가능성이 높은 형상들이 선택되어 다음단계인 사이징으로 넘겨짐

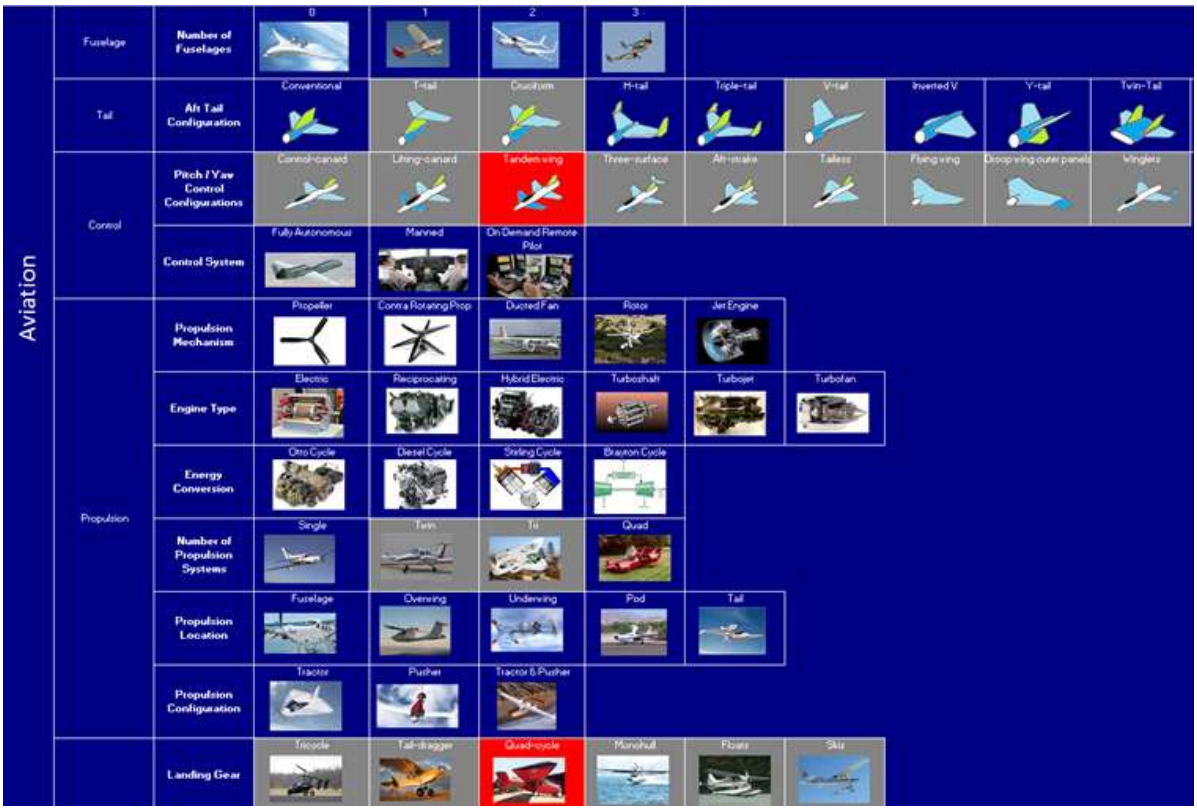


그림 3. 대화형 형상변경 가능 대안 매트릭스

VEHICLE GENERAL CONFIGURATION		
Fuselage	Fuselage Number	1
	Cabin Configuration	Side by Side
	Fuselage Material	Composite
Lift Generation	Wing Configuration	NACA 0006-060
	Wing Airfoil	GT CC-130
	Wing Shape	Tapered
	Wing Sweep	None
	Wing Material	Composite
	Winglet Type	None
	Leading Edge High Lift Device	Slat
	Trailing Edge High Lift Device	None
	Wing Folding	Folding
	Wing Fold Number	2
Main Engine	Propulsion System Architecture	Hybrid Electric Se
	Main Engine Type	IC-Rotary Turbocl
	Main Engine Generator	TRUE
Propulsion	Propeller System	TRUE
	Propeller Blades	7

그림 4. 대안 매트릭스 상세 명세표

○ 모델링과 시뮬레이션(Modeling and Simulation)

- 개념 생성 단계를 거치면서 여러 개의 설계 개념이 생성되면 이러한 설계들이 설계 요구조건을 만족하는지를 점검하고 각각의 설계를 서로 비교하기 위해 정량적인 평가를 모델링과 시뮬레이션을 통해 수행해야 함. 이를 위해서는 사이징 프로그램의 개발이 필요하고 사이징 프로그램을 사용하여 노면주행 PAV의 개념을 정의하고 사이징을 수행하며 엔진 성능해석, 구속조건 해석, 낮은 수준의 공력해석을 수행하여 성능변수들을 계산해야 함

- 노면주행 항공기 설계 및 기술 정의

  - 대안 매트릭스에서 나온 노면주행 항공기 개념을 사용하여 실제 운항 서비스를 할 시점을 정함
  - 우선 어떤 기술들이 주요 세부계통의 성능에 큰 영향을 미치는지를 평가하면서 운항 서비스 시점에서 충분히 높은 TRL (Technology Readiness Level)을 이루는데 기여하는지를 조사함. 즉, 미래 전기추진 효율, 동력대중량비, 예상되는 미래의 배터리 에너지 밀도, 예상되는 양력계수 등 문헌들로부터 뿐만 아니라 NASA, IATA (International Air Transport Association) 등의 기술 로드맵으로부터의 PAV 설계 개념에 적절한 선진 기술들의 목록을 작성함
  - 기술들이 미치는 영향은 영향력 계수(impact factor)로 모델링함. 이러한 기술 성능평가 요소들은 프로펠러 등의 추진장치 효율, 전기엔진 효율, 전기엔진 무게비, 연소엔진의 경우 연료소모율, 배터리 에너지 밀도, 구조물 및 각종 서브시스템 무게, 고양력장치 성능 등 임. 개발될 프로그램은 이러한 기술 영향력 계수를 조정하고 기술 정의 표에 반영되도록 함

		ON/OFF	
User	User Assumptions	☐	0
Engine	T1: New Electric Engines - Generic Tech	☐	0
	T2: Advanced Halback Electric motor	☑	1
	T3: Advanced Wankel Rotary Engine	☐	0
Energy Storage	T6: New Batteries - Generic Tech	☑	1
	T7: Fuel Cells for Secondary Power	☐	0
	T8: Regenerative Turbine Device	☑	1
Propulsion	T9: Low Noise Propeller	☐	0
	T10: Advanced Ducted Fan (3D Fan Blade Shaping)	☑	1
	T11: Advanced Propeller (Scimitar, 3D Shaping)	☑	1
Aerodynamics	T13: Natural Laminar Flow Control	☑	1
	T14: Hybrid Laminar Flow Control	☐	0
	T15: Laminar Flow Drag Coatings	☐	0
	T16: Piezo-electric Active Skin	☐	0
Structures	T21: Lightweight Cabin Interiors	☑	1
	T22: CentrAL (Aluminum and Glass Fiber)	☐	0
	T23: Advanced Aluminum Aerostructures	☐	0
	T24: Al-Li Alloys	☐	0
Misc	**T27: Electronic Miniaturization - Generic Tech**	☑	1
	T28: Generic Tech	☐	0
	Technology Reference Level	2027	

Electric Engine Power Density
Electric Engine Efficiency
Battery Energy Density Weight
Battery Energy Density Volume
Combustion Engine SFC
Combustion Engine Weight
Propulsion Efficiency
Propulsion Weight
Aero Structure Weight
Landing Gear Weight
Car Systems Weight
Cabin Weight
Morphing Mech. Weight
Electronic Weight
BRS Chute Weight
Augmented Lift CL
Induced Drag CDi
Zero Lift Drag Cdo
Noise

그림 5. PAV 기술 목록과 기술영향력을 나타내는 매트릭스

- 임무 정의

  - 임무를 주행 임무와 비행 임무로 나누어 관련된 요구조건들을 정의하는 것임
  - 주행 임무는 주행 속도와 연료 재충전 없이 주행하는 거리로 정의됨
  - 비행 임무는 비행 거리, 순항속도, 최대속도, 순항고도, 최대 실속속도, 이륙거리, 상승률, 최대상승 고도, 승객 수, 수하물 등 복잡한 세부 임무를 포함

- 사이징 및 통합

  - 임무 요구조건이 정의된 다음 단계는 구속조건 해석과 사이징을 수행하는 것임
  - 구속조건 해석의 목적은 모든 임무 설계 구속조건을 동력대중량비 대 익면하중 그래프로 변경하기 위한 것임, 이러한 그래프는 최적화된 모든 임무 요구조건을 만족하는 두 개의 매트리스 결합 설계값을 제공함(아래 그림)
  - 일반적인 항공기 설계에서는 가능하면 작고 저렴한 엔진을 사용하기 위해 모든 설계 구속조건들을 만족하는 동력대중량비가 최소가 되는 설계점 근처에서 최적화 설계점이 정해짐. 그러나 노면주행 항공기의 경우 동력대중량비의 작은 증가도 익면하중을 크게 증가시킬 수 있고 이는 지상에서 PAV가 차지하는 공간에 영향을 미치므로 추가로 비교연구가 필요함
  - 일단 설계가 동력대중량비로 정의되면, 사이징이 진행되어 이 분석은 가장 기본적인 무게분율 분석(연료 무게분율과 공허중량에 대한 회귀분석 수행)으로 시작하여 그 다음 단계로 적절한 임무 연료 무게 측정을 위한 분석 수행, 주요 구성요소단계(주익 중량, 미익 중량, 동체 중량, 랜딩기어 중량, 엔진중량)에서 weight breakdown을 사용하여 더 정확한 분석을 수행함
  - 세부 시스템(프로펠러 중량, 터빈 중량, morphing과 folding 시스템 중량, 배터리 중량, 자동차 시스템 중량, ballistic recovery 시스템 중량)에서 weight

breakdown을 사용하여 분석을 마침

- 날개 접힘(wing folding) 시스템 중량은 러시아 해군 항공기 날개 접힘 시스템 중량 데이터를 기반으로 측정할 예정임

Table 4: Design mission definition

MISSION PROFILE		Typical Roadable	
Driving Mode	Distance	90	miles
	Driving Speed	60	mph
Flying Mode	Range	360	nm
	Cruising Altitude	8000	ft
	Cruising Speed	120	kt
	Maximum Speed (SL)	140	kt
	Diversion Range	50	nm
	Passengers	1	pax
	Baggage	50	lb
Misc Requirements	Stall Speed	61	kt
	Take-Off Ground Roll	1500	ft
	Take-Off Altitude	0	ft
	Rate of Climb	500	fpm
	Rate of Climb Altitude	0	ft
	Service Ceiling	10,000	ft
	Sustained Turn Speed	80	kt
	Sustained Turn Load Factor	2	g

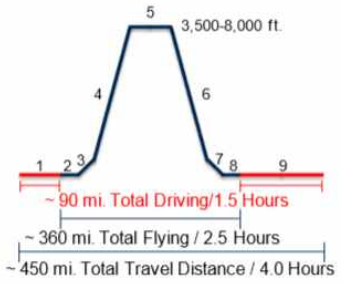


그림 6. PAV 설계 임무 정의

- 공력해석

- 구속조건과 사이징은 공력 변수값에 의존함, 결과적으로 개념설계에 적합한 비교적 낮은 정확도의 공력해석을 이러한 변수를 측정하기 위해 수행함
- 공력 해석은 에어포일 부분에서부터 시작함. 이러한 에어포일 부분의 특성은 Polhamus 식을 사용하여 가로세로비, 테이퍼 비, 날개 후퇴각, 상반각, 날개 내리흐름 그리고 Prandtl-Glauert의 압축계수를 조정하고 이를 사용하여 날개, 수평 안정장치, 카나드 그리고 미익을 위한 양력과 관계된 공력 계수를 계산함
- 항공기 항력은 이차 항력 모델식을 사용하여 측정하고 영양력 항력계수는 component drag build-up 방법론을 사용하여 계산함
- 이 방법은 각 구성요소의 마찰항력계수를 첫 번째로 결정하고 다음으로 마찰항력과 형상항력을 이용하여 형태 인자를 조정하면서 전체 항력을 계산함
- 유도항력은 날개 가로세로비와 오스왈드 효율 인자를 사용하여 계산함

- 추진 해석

- 구속조건과 사이징 분석은 또한 추진 관련 계수값에 의존하고 이것은 다른 동력 설정에서의 엔진 연료소모량 뿐만 아니라 다른 비행 형상에서의 최적 프로펠러 지름, 프로펠러 날개 개수, 프로펠러 효율을 포함함
- 프로펠러의 날개 계수는 Raymer 식을 사용하여 최적 프로펠러 지름, 이용 가능한 지상 간격을 결정할 수 있고 프로펠러 효율은 탄력이론을 사용하여 계산됨
- 마지막으로 내부 연소 엔진에 대한 엔진 연료소모량과 엔진 중량이 기존 데이터베이스와 예상되는 미래 성능 조사로 계산이 가능함
- 전기 추진장치는 엔진 중량을 동력대중량비 회귀분석을 사용하여 계산하고 요

구되는 전기 동력은 전기 배터리 사이징이 가능한 이중 Halbach array 전기엔진에 대한 효율 맵을 사용하여 계산함

- 1차년도에 개발을 할 PAV 사이징 프로그램은 대부분의 민간항공기에서 사용하는 항공유(AVGAS) 내연기관 뿐만 아니라, 디젤엔진, 가솔린엔진, 소형터빈엔진 등의 내연기관도 사이징이 가능하도록 설계되며, 또 미래에 쓰일 가능성이 높은 전기모터, 전기와 내연기관의 하이브리드 시스템도 설계가 가능하도록 개발될 예정임

- 조종성 및 안정성 해석

- 예비 조종성 및 안정성 해석은 PAV가 다른 시나리오에서도 트림(trim)을 잡을 수 있도록 보장함. 이는 사이징 과정에서 세부계통들의 무게를 계산하고 PAV의 도면에 세부계통들을 배치함으로써 가능해짐
- 이때 여러 가지 유효하중(useful load)이 유상하중(payload)과 연료하중의 조합에 대해 계산되고 이것을 사용하여 두 가지의 극한 하중 시나리오를 계산하여 (무게중심에서 가장 뒤쪽 위치, 무게중심에서 가장 앞쪽 위치) 중량 및 평형(Weight & Balance) 해석을 수행함
- 위의 두 시나리오에 대한 항공기의 트림 능력을 실속속도와 최대 순항속도에 대해 계산함

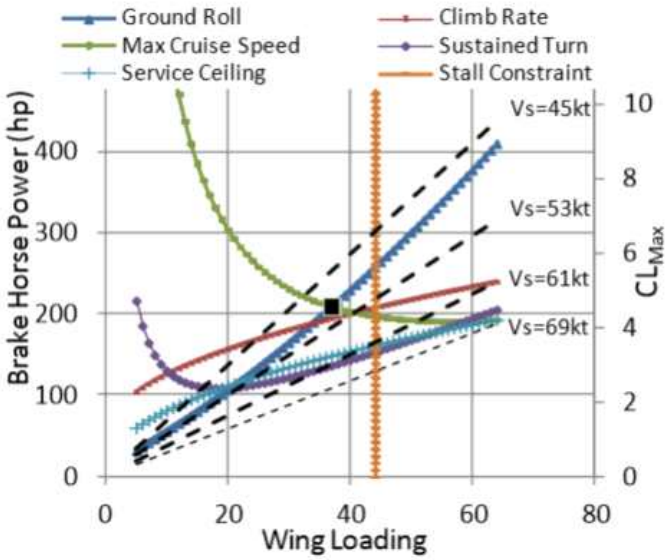


그림 7. Pusher canard 형상의 구속조건 다이어그램

○ 개념 선택(Concept Down-Selection)

- 사이징 및 통합, 각종 해석의 결과로 동일한 임무 요구조건을 만족하는 사이징된 여러 개의 PAV 설계가 나오면 공허중량, 연료 효율, 상승률, 지상에서의 성능 등을 정량적으로 비교하여야 함

- 또한 안전성, 인증 위험성, 기술의 불확실성, 기술 획득의 종속성, 외부 물체로부터의 손상 가능성도 고려하여 최종 개념을 선택함

- 여러 개의 설계들이 모든 성능조건들을 만족하는 상황에서 궁극적으로 하나의 설계를 선택하는 것은 전체적인 PAV개발 과정에서 가장 중요한 결정 중의 하나이며, 개발의 성패, 비용 및 개발기간에 큰 영향을 미침

- 개념형상 선정에는 1단계에서 도출한 비정량적인 평가조건들도 모두 고려가 되며, 체계적인 평가를 위해 다중 속성 의사 결정방법(Multi-Attribute Decision Making, MADM) 방법들 중에서 널리 쓰이는 방법 중 하나인 Technique for Order of Preference by Similarity to Ideal Solution(TOPSIS)을 사용할 수 있음(아래 그림)

- 아래 그림에 나오는 설계형상 선정 툴을 이용하면, 의사결정권자들이 생각하는 평가기준들에 대한 가중치를 반영하여, 여러 개념형상들이 어떤 평가기준에 대해 강점을 보이고 어떤 기준에 대해 약점을 보이는지 한눈에 파악하기가 용이함

- 또한 엔지니어와 의사결정권자간의 원활한 의사소통을 도와줄 수 있으며, 궁극적으로 의사 결정과정의 투명성을 높일 수 있음

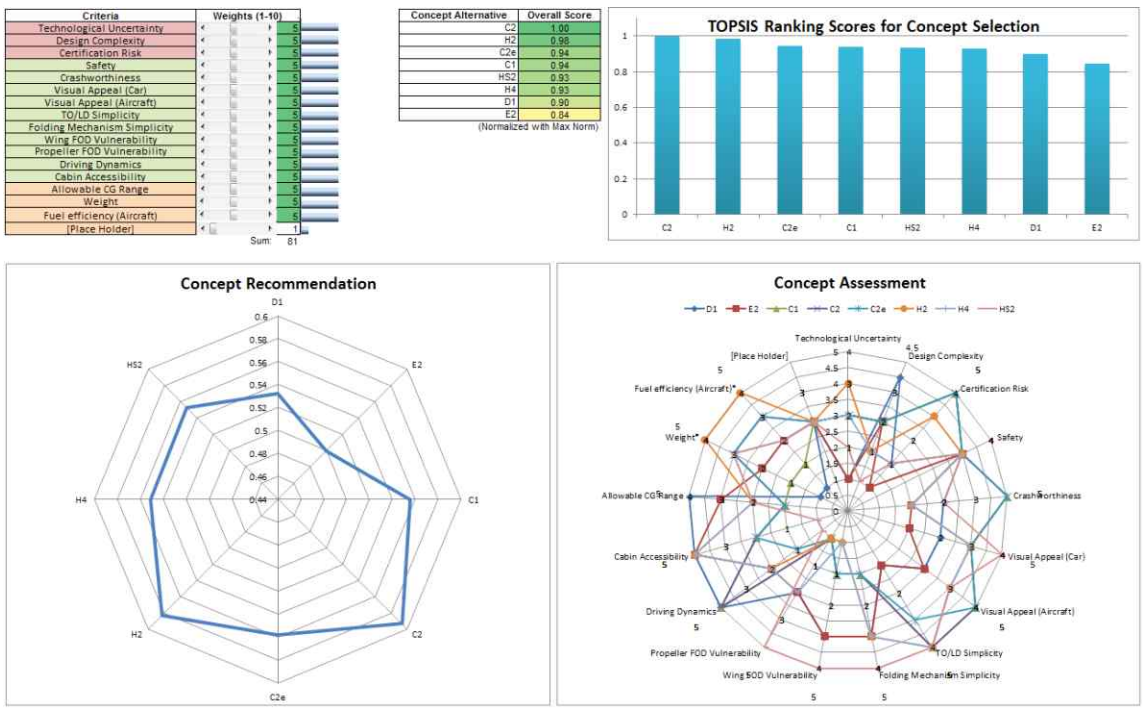


그림 8. 노면주행 항공기 개념 평가 및 선택 도구

나. 2차 연도

① 개발 목표

- 주관연구기관(세종대학교): **인증기준을 고려한 노면주행 PAV 개념설계**

② 개발 내용 및 범위

- 주관연구기관(세종대학교):

○ 문제 정의(Problem Definition)

- 임무형상과 성능 구속조건

  - 제안된 설계과정의 1단계에서는 설계 요구조건들이 설정됨. 설계 요구조건들은 인증의 유형으로부터 세부계통의 선택, 가용한 기술까지 PAV 설계의 전체 과정을 구성함
  - 일반적인 비행체의 개발에서는 설계 요구조건은 시장의 요구, 설계 목표 및 설계 요구조건으로 변환 될 수 있는 목표 가격 등으로 정의되어야 함
  - 전형적인 door-to-door 운영을 시뮬레이션 하기 위하여 노면과 비행을 통합하여 임무형상을 만들어야 함. 순항속도와 실속속도는 가장 중요한 성능변수로 인증기준에 맞추어 설정되어야 함

- 설계변수 매트릭스(Metrics)

  - 1단계에서 작성해야 하는 또 다른 것은 개념설계가 잘되었는지를 평가할 수 있는 설계변수 매트릭스 임
  - 설계변수 매트릭스는 연료효율, 상승 성능, 이륙거리, 접근 속도, 필요 엔진 동력, 날개 면적, 공허 중량, 기술 위험도, 대당 가격, 구동 메카니즘, 안전성, 소음 등 정량적이거나 정성적인 것이 모두 될 수 있음

○ 개념 개발(Concept Development)

- 대안 개념 및 기준 형상

  - 설계 요구조건에 기초하여, 대화형 형상변화 대안 매트릭스(Interactive Reconfigurable Matrix of Alternatives)는 유망한 개념을 생성하도록 채워짐
  - 여러 개의 다른 개념에 대해 정량적인 평가가 이루어짐. 예를 들어 날개와 꼬리날개 배열이 다른 3개의 형상들에 대해 수직 꼬리날개, 착륙 장치, 날개 익단 형상, 고양력 장치, 프로펠러 및 덕트 팬 등 추진 시스템, 추진 시스템의 개수, 에너지 저장장치 등 세부계통으로 나누어 정량적인 평가를 수행함

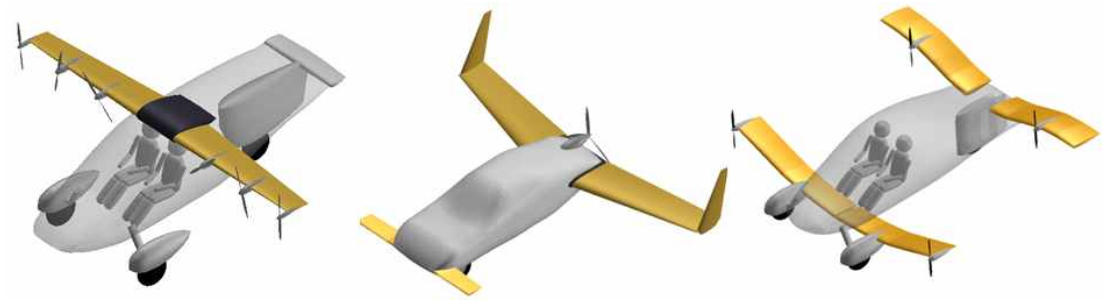


그림 9. 다양한 날개 형상들의 변화 분석

- 기준 Canard 형상 예

  - 자세한 기술적 분석, 노면주행 개념의 비교분석, 빠른 정량적 분석 등을 위해 커나드 형상의 PAV(아래 그림)를 사용하여 예를 들어 설명하면 이 형상은 낮은 종횡비 날개, 동체에 수직꼬리날개, 뒤추진(Pusher) 형태의 덕트팬 추진 시스템을 가지고 있음
  - 4개의 바퀴틀 가지고 있어 비행 시 무게와 항력을 증가시키지만 도로주행의 안정성을 높여줌. 낮은 종횡비에 대해서는 낮은 공력 효율과 쉬운 지상 모드 변

환 및 저장 사이의 비교분석 연구를 수행함

- 낮은 종횡비는 기본적인 날개 구조물의 무게와 날개를 접는 메카니즘의 무게를 줄이는 장점이 있음. 낮은 공력 효율을 높이기 위해 익단 장치를 추가함. 또한 실속속도 요구조건을 맞추기 위해 고양력 장치도 필요하여 앞전(leading edge)의 slat과 뒤전의 double-slotted flap 등이 선택됨

○ 사이징 및 양적 평가(Sizing and Quantitative Assessment)

- 추진시스템 선택 및 사이징 결과

- PAV 성능 및 설계 요구조건을 충족할 수 있는지를 결정하는 핵심 요소 중 하나가 추진시스템의 선택임. 사이징 및 통합 도구를 사용하여 다양한 추진시스템의 종류를 선택할 수 있음. 1차년도에 개발할 PAV 사이징 프로그램은 대부분의 민간 항공기에서 사용하는 항공유(AVGAS) 내연기관 뿐만 아니라, 디젤엔진, 가솔린엔진, 소형터빈 엔진 등의 내연기관도 사이징이 가능하도록 설계되며, 또 미래에 쓰일 가능성이 높은 전기모터, 전기와 내연기관의 하이브리드 시스템도 설계가 가능하도록 개발될 예정임
- 예를 들면 아래 그림의 C2 형상의 경우 하이브리드 전기추진 시스템이 사용되며 덕트팬의 경우 전기모터에 의해 구동됨. 기본 에너지원은 내연기관의 연료이며 내연기관이 추진시스템의 모터에 필요한 전기를 공급하는 발전기를 구동함
- 비교연구를 위해 내연기관의 세 가지 유형인 rotary/디젤/가스 터빈 엔진을 고려할 예정임

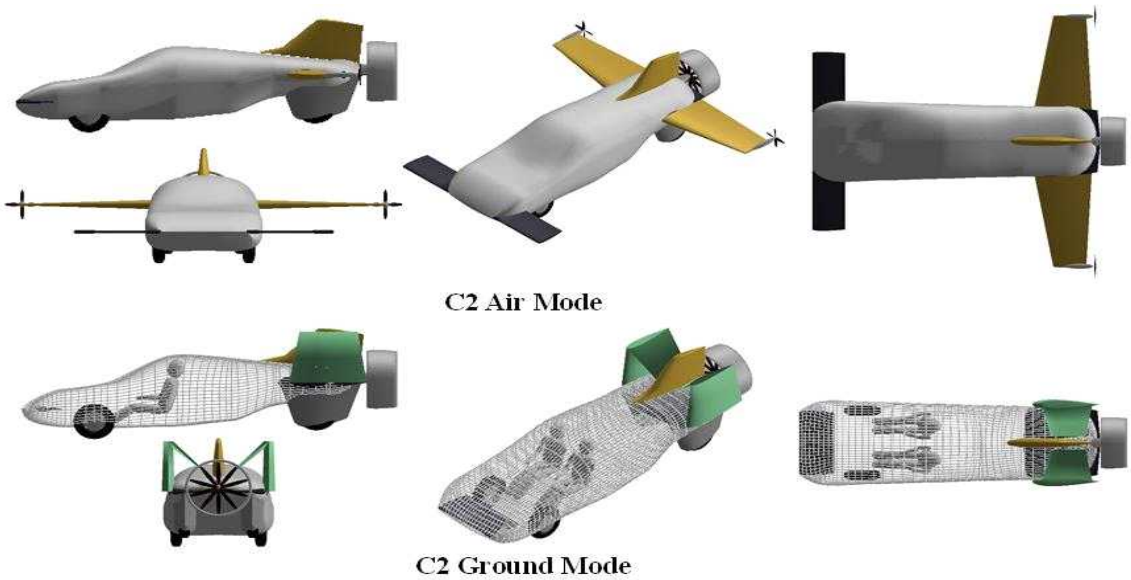


그림 10. Canard 형상의 노면주행 PAV 개념 예

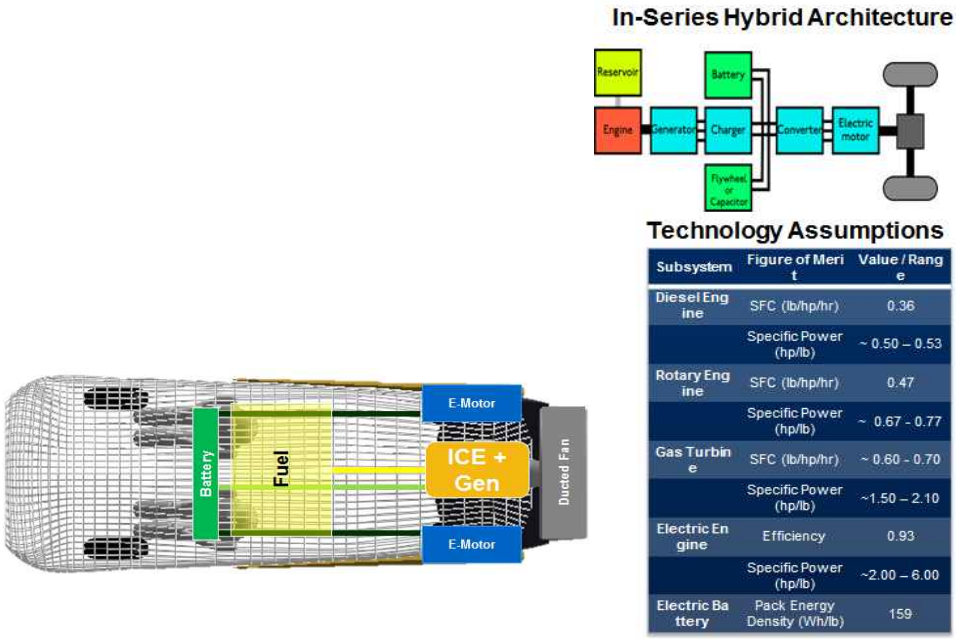


그림 11. PAV 하이브리드 전기추진 시스템

○ 해외 선진사례와의 비교 평가

- 미국 Terrafugia사의 Transition은 미 교통국의 인증 면제를 받아 비행시험을 하고 판매 중인 노면 주행 PAV 중에서 가장 앞선 PAV이므로 본 과제에서 사이징된 PAV가 Transition의 성능과 최소 동급 이상의 성능이 구현되는지를 비교 분석할 예정임

	Terrafugia  Transition
Capacity	2 Seats
Road-Size (LxWxH)	18ft 9in x 7ft 6in x 6ft 8in 이하
Max Take Off Weight	1,430 lb 이하
Empty Weight	970 lb 이하
Max Speed	100 kt 이상
Stall Speed	45 kt 이하
Range (Air) Range (Road)	425 nm 이상 805 sm 이상
Take-Off Roll Landing Roll	100 ft 이하 100 ft 이하
Air Fuel Economy	5 gph 이하

- 우리나라의 노면을 활용할 수 있는 크기 및 제원을 미국 terrafugia사의 transition과 마찬가지로 18ft 9in x 7ft 6in x 6ft 8in(LxWxH)를 최대 크기로 설계요구조건을 정할 예정이나 국내 여건을 감안하여 더 작은 크기에 대한 설계도 병행하여 진행할 예정임

- 미국의 소형공항 10,000개와 달리 소형공항이나 활주로가 부족한 우리나라에서 활용 가능성을 높이기 위하여 고속도로나 일반도로의 추가적인 이착륙 활주로 확보방안 제시 예정

- 본 제안서에서 제안하는 이륙과 착륙에 소요되는 거리는 50 feet 높이의 장애물 통과를 포함하여 3000 ft (900 meter)임. 실용화될 2030년경 도입될 구조경량화, 날개 경계층 제어, 추진장치 효율 증가, 고양력장치 등을 고려하여 설계할 경우 500 미터 이내가 가능할 것으로 기대됨

○ MOC (Means Of Compliance)에 따른 개정될 FAR23 규정 준수 여부 확인

- FAR에서 제시하는 규정 준수 방법(MOC)은 아래 표와 같음

MOC (Means Of Compliance)

MOC	MEANS
0	Statements
1	Drawing/Description/Document/Manual
2	Analysis
3	Safety Assessment
4	Laboratory Test
5	Ground Test
6	Flight Test
7	Inspection
8	Simulation
9	Equipment Qualification

• 상기 MOC 중에서 개념설계 결과로 FAR23 규정 준수 여부를 확인할 수 있는 0, 1, 2 항목에 대해서는 모두 CCL (Compliance Check List)을 작성하고 3~9의 항목에 대해서는 규정준수에 문제점이 있는지를 검토함

- FAR23의 CCL (Compliance Check List)의 일부 예는 아래와 같음

Requirement No.	FAR Requirements	Work Name	MOC
	Subpart B - Flight		
	General		
FAR 23.21	§23.21 Proof of compliance		
	(a) Each requirement of this subpart must be met at each appropriate combination of weight and center of gravity within the range of loading conditions for which certification is requested. This must be shown- (1) By tests upon an airplane of the type for which certification is requested, or by calculations based on, and equal in accuracy to, the results of testing; and (2) By systematic investigation of each probable combination of weight and center of gravity, if compliance cannot be reasonably inferred from combinations investigated.	PEF	0 2 6
	(b) The following general tolerances are allowed during flight testing. However, greater tolerances may be allowed in particular tests:	WBM	0 2

○ 기술 민감도 연구(Technology Sensitivity Studies)

- 본 연구의 목표 중 하나는 주어진 요구조건을 만족하는 대안 매트릭스에 대해 PAV 성능을 가장 향상시킬 기술의 조합을 찾아내는 것임
- 사이징 및 통합 프로그램은 다양한 세부계통의 주요 특징이 미치는 개별 영향을 정의하여 기술뿐만 아니라 기술 포트폴리오를 모델링하여야 함
- 사이징 프로그램은 이러한 기술들이 전체 PAV에 미치는 영향을 평가하여 기본 형상에 통합
- 기술이 평가되고 선택되기 전에 이 연구에서는 몇 가지 주요 설계 변수의 변화가 전체 PAV 성능에 미치는 영향을 평가함. 예를 들어 기준 C2 형상에 대해 수행한 민감도 분석의 선정 결과를 아래 그림처럼 표시함. 각 줄의 그림들은 세부계통의 성능 매트릭스가 변화함에 따른 최대 이륙중량, 엔진 출력, 날개 면적, 연비와 같은 전체 PAV 시스템에서의 성능의 변화를 나타냄
- 아래 그림은 전기 엔진 무게, 배터리 에너지 밀도, 내연기관의 효율, 공력 계수 등의 주요 기술적 특성들이 항공기의 가장 중요한 성능지표들인 최대이륙중량, 엔진 마력수, 주날개 면적, 순항 연료효율 등에 미치는 영향을 한눈에 보여줌. 각 그래프에서의 기울기가 클수록 해당되는 기술이 +10% 혹은 -10% 변화할 때 항공기의 주요 설계변수 및 성능이 몇 % 바뀌는지 보여줌. 기술 민감도의 결과를 바탕으로, 어떤 기술영역 부분에 신기술을 도입했을 때 가장 큰 성능의 향상을 보이는지 파악할 수 있음

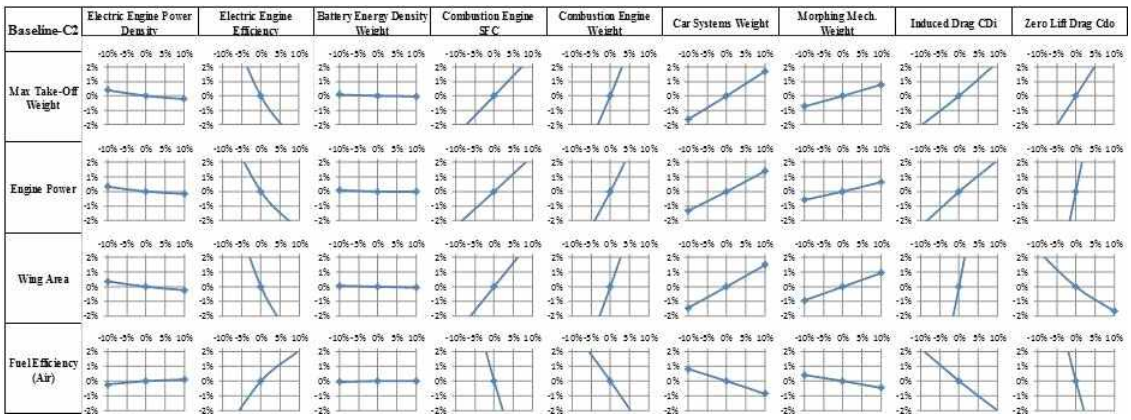


그림 12. 선정된 기술분야의 개선과 저하에 따른 PAV 성능 민감도 매트릭스

- 또한 기술 민감도 결과는 개념설계 이후 기본설계와 상세설계로 넘어가면서 어떤 기술영역에 더 정밀한 계산이 요구되는지도 파악할 수 있도록 도와줌

○ 기술 영향평가 연구((Technology Impact Studies)

- 이 연구의 마지막 과정은 설계 경쟁력을 향상시키는 미래의 기술 포트폴리오를 선정하는 것임
- 우선 평가에 포함될 유망 기술들을 발굴하기 위해 문헌조사를 실시함. 잠재 기술들

의 조사는 접근 및 착륙하는 동안 고양력 생성, 영-양력 항력 감소, 유도 항력 감소, 엔진 연료 효율 및 비출력 향상, 전기 모터, 배터리, 구조 무게, 조종석 무게, 세부 계통 무게 등을 조사함

- 기술들의 득과 실을 모델링하여 사이징 및 통합 프로그램에 반영함. C2의 개념 설계에 대해 경량화, 낮은 연료소모 로터리 엔진, 고 에너지 전지 밀도, 높은 전기 모터의 비출력의 영향을 조사함. 또한 양력계수를 크게 증가시키는 날개의 순환(circulation) 제어는 앞전에서부터 뒷전까지 압축된 공기가 필요하기 때문에 무게의 증가와 에너지의 공급원을 반드시 고려해야 함

- 기체구조와 세부계통의 무게를 줄이는 기술은 전체 PAV의 무게를 줄이고 필요한 엔진의 크기도 줄이며 연료소모를 줄이므로 자세히 고려해야 함. 가장 큰 성능의 증가는 항력 감소 기술로부터 얻어짐. 따라서 자동차 모양의 동체에 대해 추가적인 항력 감소를 위해 헬리콥터 동체 설계 기술을 도입함. 고속에서는 헬리콥터의 로터 축과 동체가 유해항력의 대부분을 차지하므로 현재 개발 중인 유해항력을 줄이는 기술, 즉 Zero net mass flux jet, piezo-electric active skin, laminar flow drag coating 기술들의 도입을 고려해야 함

○ 마지막으로 이러한 기술들의 통합된 효과들을 평가할 예정임. 예를 들어 커나드형 설계에 대한 기술 패키지는 성능 향상, 호환성, 유지 보수 부담, 신뢰성, 개발 위험 및 개발 비용 등을 고려하여 기술 영향평가를 수행할 예정임

제2장. 국내외 기술 개발 현황

○ PAV 개념

- PAV는 자동차처럼 자신의 집에서 출발하여 원하는 목적지는 어디든 갈 수 있는 개인 소유의 비행체를 의미하는 Point-to-Point 또는 Door-to-Door 개념의 비행체임. PAV는 소재, 전자, 자동차, 항공 산업의 발달과 항공기에 대한 운용 노하우 등을 바탕으로 탄생된 미래 자가용 항공기이며, 자동차 모드로 도로를 주행하며 보다 쉽고 편리한 방법으로 하늘을 날아 짧은 시간에 목적지에 도달할 수 있는 장점이 있음. 따라서 앞으로 PAV가 개발되면 자동차의 영역을 빠르게 대체해 나갈 것이며, 가장 매력적인 개인용 교통수단으로서 자리매김을 할 것임. 아래 그림은 현재 연구 또는 개발하고 있는 다양한 PAV 형상을 보여 주고 있음



그림 13. PAV의 다양한 형상 개념

- NASA는 5회 Centennial Challenge PAV 대회에서 아래 표와 같이 PAV에 대한 개념을 정의하였음. 여기서 자동차 운전면허로 운전할 수 있는 항공기라는 점이 가장 특징적이라고 할 수 있음

표 1 NASA의 PAV 정의

구 분	PAV 요구조건
좌석수	5인승 이하
순항속도	240~320km/h
쾌적성	조용(Quite)하고 안락(comfortable)함
신뢰성	고장률이 적어야 함
조종성	자동차 운전면허증으로 누구나 조종이 간편해야 함
운행모드	자동차 모드 또는/그리고 비행모드로 운행할 수 있어야 함
전천후 비행	합성영상시스템(Synthetic Vision System) 운행 및 전천후 비행능력 보유
사용연료	고연비 (대체 연료사용 가능)

항속거리	1,300km
공항이용	대형 공항 보다는 사업 또는 거주하는 작은 지역공항을 이용하는 door-to-door 교통 해법

자료 : Wikipedia-the free encyclopedia, Personal Air vehicle

○ PAV 분류

- PAV의 분류는 운용방식에 따라 단일모드(single mode)와 이중 모드(dual mode)로 구분할 수 있으며, 이착륙 방식에 따라 CTOL(Conventional Take-Off and Landing)/STOL(Short Take-Off and Landing)과 SSTOL(Super Short Take-Off and Landing)/ESTOL(Extremely Short Take-Off and Landing)/VTOL(Vertical Take-Off and Landing)로 구분됨(아래 표)

표 2 운용 방식에 따른 PAV의 분류

Mode	운행개념	개발모델(예)
단일모드 (Single Mode)	일반 항공기와 같은 방법의 비행모드로만 운행	
이중모드 (Dural Mode)	지상에서 자동차 모드로 운행하고 공중에서는 비행 모드로 운행	

표 3 이착륙 방식에 따른 PAV의 분류

이착륙방식	운행개념	개발 모델(예)
CTOL/STOL	고정익 항공기와 유사한 형태로 활주로를 이용하여 이착륙	
SSTOL/ESTOL/VTOL	회전익/벡터추진을 이용하여 운행하는 수직이착륙 방식	

- 위의 처음 표는 운용방식에 따른 PAV의 분류이고, 위의 둘째 표는 이착륙방식에 따른 분류를 보여 주고 있음. PAV의 임무형상은 미국 조지아 공대(Georgia Tech) Ahn et al[3]의 연구에서 아래그림과 같이 제시하였으며, 출발(Port A)에서 도착(Portal B)까지 가는데 임무관점(Mission View), 비행 관점(Vehicle View), 모델링 관점(Modeling View)으로 구분하여 보여 주고 있음. 현관(Doorstep)에서 출발하여 소형공항(Portal A)에 접근하는 거리는 VTOL은 5마일, ESTOL은 10마일, CTOL은 21마일 이내로 보고 있으며, 비행고도 10,000ft 이하에서 100~250kts의 속도로 비행하는 것으로 제시하였다. 여기서 임무형상(mission profile)은 지상이동-이륙-최적상승-순항비행-하강-지상 이동 패턴을 보여 주고 있음

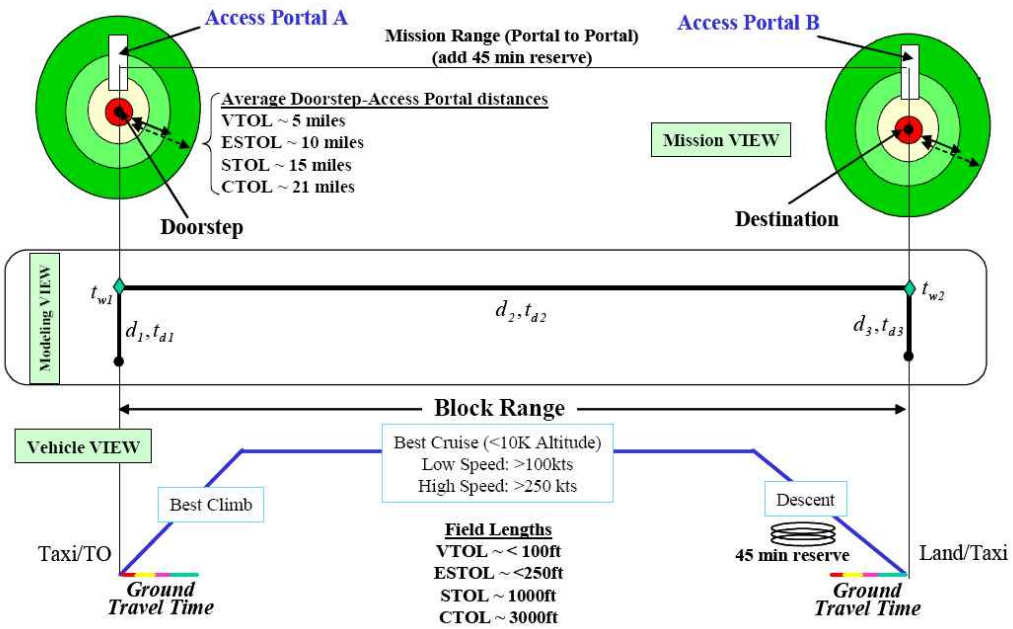


그림 14. PAV 임무형상

자료 : Ahn, B.H., Delaurentis, D., and Mavris, D., "Advanced Personal Air Vehicle Concept Development Using Powered Rotor and Autogyro Configurations", AIAA- 2002-5878, 2002

- Li et al[4]의 연구에서 PAV의 요구사항 및 목표치를 아래표와 같이 제시하였으며 신뢰성, 지상주행시간 및 조종 훈련시간을 제안하였음

표 4 PAV 요구사항 및 목표치 제시

Requirements	Criterion	Target/Constraint
Speed	Cruise Speed	100~250kts
Noise	Flyover Noise(dB)	<79
Travel Time	Total Travel Time(hr)	<3.5
Takeoff Length	Total Distance Clear 50' Obstacle(ft)	VTOL<100ft, ESTOL <250ft, STOL<1,000ft, CTOL<3,000ft
Safety	Accident Rate : Number of fatal accidents per 1,000,000FH	<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

○ 국내 기술 동향 및 수준

- 국내 기술 동향 개요

  • 유인 자율운항 비행체는 기존 멀티콥터형 드론과 무인항공기의 기술 발전을 토대로 전세계적인 개발이 진행됨

- 국내 역시 산학연을 중심으로 미래 기술 개발을 위하여 다양한 형태의 PAV 개념연구 및 소형/기술 실증기의 연구개발 및 시험이 진행 중임
- 핵심기술을 제외한 전체적인 개발능력은 선도국 대비 2~3년 정도 뒤쳐져 있으나 PAV R&D 및 상용화 투자가 활성화된다면 국내 무인항공기 기반 기술을 고려할 때 상용화 시점에서 따라잡을 수 있는 기술력은 갖추고 있다고 판단됨
- 중/대형 드론을 개발하는 '그리폰 다이나믹스'에서 PAV급의 드론 프레임 생산에 대한 개발이 진행 중이며, 최근 MTOW 200kg, Endurance 20여분의 1인 탑승이 가능한 프로토타입의 PAV를 공개함



그림 15. 그리폰다이나믹스 HDC-3600P (출처: doopedia.co.kr)

- 경남도가 주관하고 경남 테크노파크가 주최하고 있는 K-PAV 경연대회는 2010년 신비차 대회를 전신으로 하여 지상 주행임무를 수행하고 일정한 경로를 비행하는 Flying car를 설계 및 시연하는 대회이며 이 대회를 통해 친환경 에너지를 활용한 소형 항공기 및 PAV 개발을 촉진하고 관련 산업의 저변 확대를 목표로 하고 있음
- 국가 주도 선행연구는 한국항공우주연구원이 미래형 항공기 선행연구를 수행하였으며 PAV에 필요한 기술을 식별하고 핵심 기술 및 원천 기술 개발에 대한 로드맵을 작성, 추진 전략을 제시함
- 유무인 혼용기 (OPV, Optionally Piloted Vehicle)는 한국항공우주연구원에서 수행한 연구로 고정익 2인승 경량항공기인 CTLS를 유무인기로 개조하여 조종계통, 통신 시스템 등을 검증한 바 있음

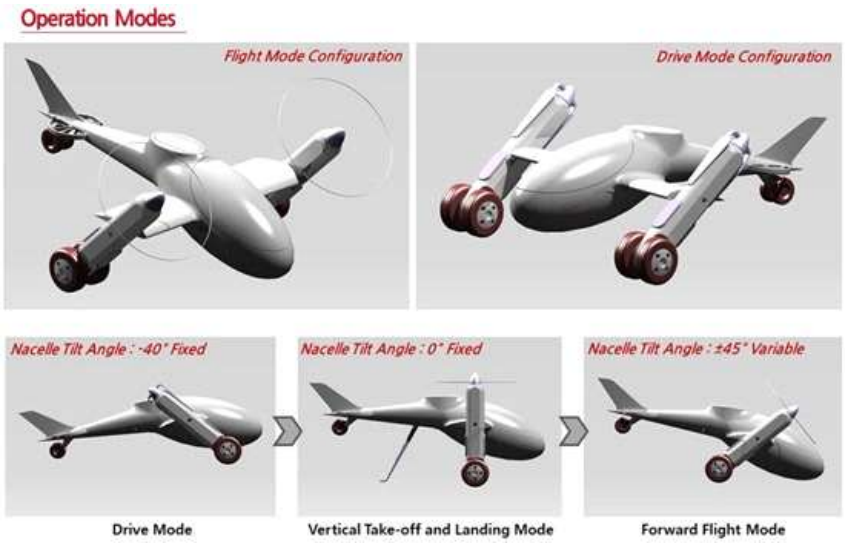


그림 16. 부산대 틸트로터형 Skycar (출처: readernews.com)

표 5 국내 기술 동향 (출처: 민·군기술협력사업 RFP)

연구수행기관	연구 주제
한국항공우주산업	– 소형 항공기용 프로펠러 성능 모델 – 고속 회전익기 개념, 모델링 및 시뮬레이션
한국항공우주연구원	– 미래형 자율비행 개인항공기 안전운항체계 개발 및 인프라 구축 – 개인용 항공기(PAV) 비행체 개념, 전기비행체 자동비행 핵심기술
한국교통연구원	– 미래형 개인용 항공기(PAV) 종합운용체계 기술개발
부산대학교	– 전기추진-수직이착륙 개인항공기 개념 실증연구
세종대학교	– 인증기준을 고려한 노면주행형 PAV 사이징 프로그램 개발 및 개념설계
건국대학교	– PAV 용 멀티 로터 시스템의 대형화 및 프로토타입 개발
울산과학기술원	– 멀티로터형 VTOL PAV 비행체 개발

- 주요 개발 내용 및 실증 사례

• 한국항공우주연구원 유무인 혼용기 (OPV, Optionally Piloted Vehicle)

✓ 2009~2014년에 걸쳐 한국항공우주연구원에서 수행한 연구로서, 유인기의 무인화 기술과 유·무인 혼용기 운용 기술은 유무인 미래 운송비행체 설계 및 검증에 직접 활용이 가능함

✓ 2인승 경량항공기(CTLS) 개조

✓ 조종계통 개조, 위치/변위/자세 센서, 통신시스템, 계기 등 장착

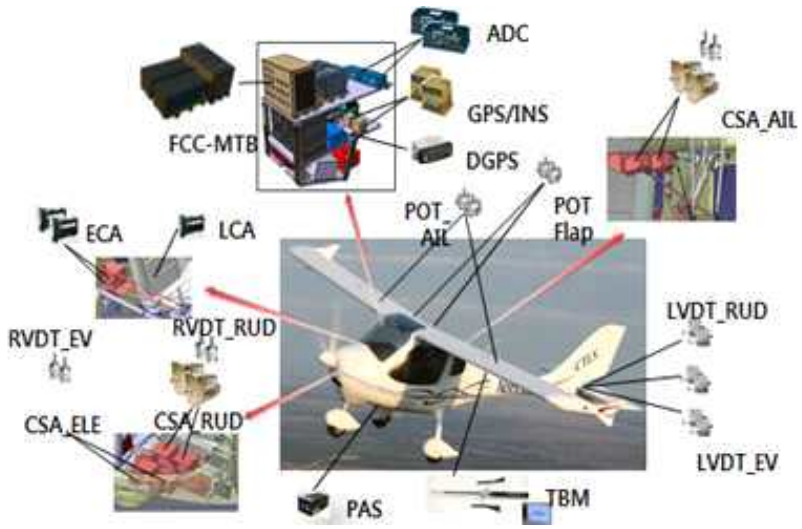


그림 17. OPV 개조 부품 (출처: 항공우주연구원)

- 스마트 무인기
  - ✓ 2002 ~ 2011년까지 10년에 걸쳐 한국항공우주연구원에서 개발을 수행하였으며, 틸트로터 기술을 적용한 수직 이착륙 무인기로서 헬기대비 속도 2배, 비행고도 2배 이상의 성능을 가짐



그림 18. 스마트 무인기 (출처: 한국항공우주연구원)

- 한국카본의 하이브리드 추진 시스템
  - ✓ 한국카본 무인기사업본부에서는 이스라엘 IAI와 공동으로 고정익형 수직이착륙 무인기의 하이브리드 전기추진 시스템 개발을 수행하여 4kW 하이브리드 추진 시스템 개발을 완료함
  - ✓ 또한 기존 IAI의 전기추진방식의 Panther 무인기에 하이브리드 추진 시스템을 탑재한 FE-Panther를 개발하여 체공시간을 기존 4시간에서 8시간 이상으로 향상시킴으로써 항공용 하이브리드 추진 시스템의 성공 가능성을 입증함

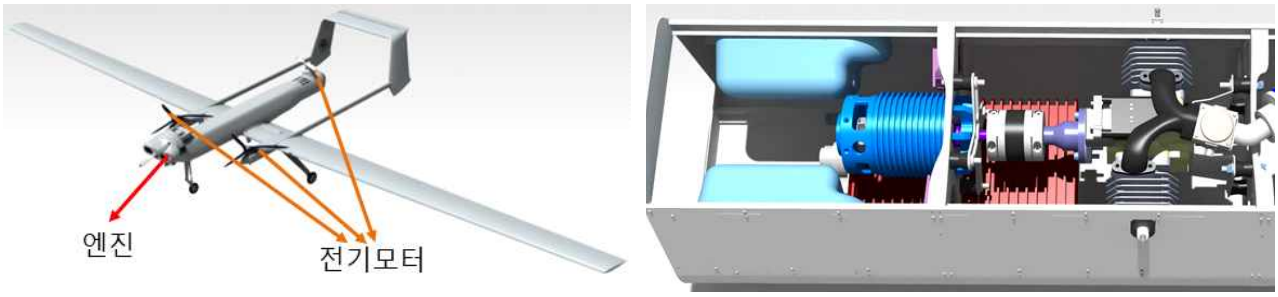


그림 19. FE-Panther (좌), 하이브리드 추진 시스템 (우) (출처: 한국카본)

○ 국외 기술 동향 및 수준

- 개발 사례

• 도로주행형(Roadable) PAV 연구동향

✓ Toyota Aerocar

o Toyota는 최근 자동차에서 날 수 있는 기계로 쉽게 바뀔 수 있는 'aerocar'의 특허를 받았으며, US patent와 Trademark Office에 의해 출판된 특허가 있으며, aerocar의 날개는 새의 날개가 펴지는 방법과 유사하게 디자인됨

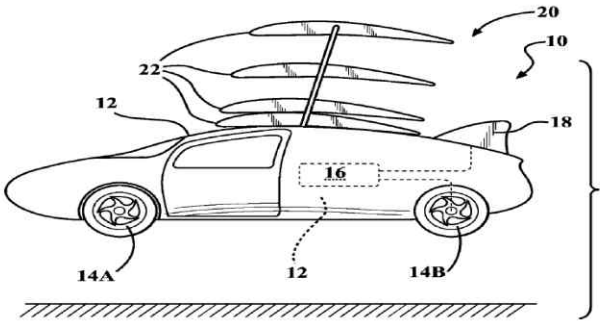


그림 20. 도요타 Aerocar의 측면 개략도
(출처: caranddriver.com)



그림 21. Terrafugia Transition
(출처: terrafugia.com)

✓ Terrafugia Transition

o Transition은 미국 연방 항공국(FAA)의 경량항공기(LSA: Light Sport Aircraft) 범주의 인증을 토대로 설계하였고 PAV 최초로 상업화하였으나 판매부진으로 최근 중국회사에 인수됨

✓ Aeromobil 4.0

o Aeromobil 3.0은 날개를 뒤로 접는 형상으로 도로주행 시 안정성을 확보하고 시험 비행에 성공하였고 3.0에 이어 4.0 개발을 완료함

✓ Samson Motors

o 날아다니는 스포츠카로 2018년 4월 시판예정으로, Switchblade라는 이름으로 바퀴가 3개인 2인승 삼륜차로 23kg의 수하물을 실을 수 있고 차량모드에서도 200km/h의 속도를 낼 수 있음



그림 22. Aeromobil 4.0
(출처: aeromobil.com)



그림 23. Samson Motors
(출처: trillions.biz)

- 수직이착륙(VTOL) PAV 연구동향

✓ 개요

o 수직이착륙형 PAV는 크게 날개를 회전하는 틸트날개형, 로터를 회전하는 틸트로터형, 쿼드로터를 포함한 멀티콥터형으로 구분됨

o 틸트로터형은 수직이착륙에서 전진비행으로 전환 시 안정성 문제가 발생하는 단점이 있고 멀티콥터형은 체공시간이 30분에 불과하고 비행속도도 낮아 운항거리가 짧은 단점이 있으며, 틸트날개형은 앞날개와 뒷날개 모두에 여러개의 프로펠러를 설치하는 분산전기추진(DEP: Distributed Electric Propulsion)을 사용하여 날개 위로 공기를 빠르게 지나게 하여 저속에서의 양력을 크게 높이는 장점이 있음

o 해외 대기업들은 “개인형 또는 공공용 항공기”에 관심을 돌리기 시작하였으며, Uber는 “Uber Elevate”를 통해 2026년까지 대중교통으로 이용 가능한 수직이착륙 항공기 및 서비스 계획을 발표함

o 구글의 공동 설립자인 Larry Page는 Zee.Aero라는 신생 기업의 프로젝트에 자금을 지원하고 있으며, 에어버스(Airbus)는 프로젝트 바하나(Vahana)를 개발 중임

✓ 업체별 개발 동향

o Terrafugia TF-X

◆ TF-X는 수직 이착륙이 가능한 접을 수 있는 날개 및 회전 가능한 추진 장치를 갖추으로서 도로주행형 PAV인 transition과 달리 활주로가 필요 없고 도로주행에서 비행모드로 전환 시 틸트로터(Tilt Rotor)를 사용하여 수직이착륙이 가능하며 일반적인 VTOL PAV와 달리 도로주행과 주차장이나 차고에 주차가 가능한 장점을 가지고 있음



그림 24. Terrafugia TF-X (출처: terrafugia.com)

o Airbus 바하나(Vahana) 프로젝트

- 바하나 항공기는 8개의 로터를 갖춘 전기 추진 단일 승객 VTOL 항공기로 개발되고 있으며, 이 항공기는 자동차보다 2배 빠른 속도를 가지고 약 1000피트의 고도로 순항하고 완전한 자율 비행이 될 것이며, 항공기에 라이더, 레이더 및 카메라로 구성된 충돌회피(Sense & Avoid) 장비를 장착하여 공역에서의 안전을 추구하고 있음
- 2018년 1월 첫 시험비행을 성공적으로 수행함

o Airbus Pop.Up

- 복합재 승객 캡슐, 전기 배터리 동력의 지상 모듈, 8개의 반대방향으로 회전하는 로터로 구성된 공중 모듈로 구성되어 있으며, 승객 캡슐을 지상이동체 및 공중이동체와 각각 연결하여 도로주행 및 비행이 가능한 컨셉으로 개발되고 있음



그림 25. Airbus의 Vahana(좌), Pop.Up(우) (출처: airbus.com)

o 우버(Uber) 사

- Uber Elevate에서는 현재 주력사업인 우버택시처럼 통근자들이 붐비는 도로와 거리 위로 날아다님으로써 교통정체를 피할 수 있는 Airtaxi 네트워크 구축계획을 발표함
- Uber는 수직이착륙 항공기 개발을 진행하고 있는 항공기제작업체들과, 이착륙장을 건설하기 위해 부동산기업들과 협력 중이며, 또한 미항공우주국(NASA)과 항공교통 관제사협회(NATCA)와도 항공관제를 위한 네트워크 관련 협의를 진행 중임

◆ 우버는 비행체의 직접 개발보다는 비행체 개발자, 규제당국, 인프라 개발자, 사용자 그룹 등과의 협업 방안을 찾는데 초점을 두고 AIr-taxi 운용 조건 및 개념 연구에 초점을 맞추고 있어 현재까지 유인 자율운항 비행체를 기반으로 한 사업적 모델을 구축하는데 가장 앞서 나가고 있음



그림 26. 미래 Air-taxi 운용 개념도 (출처: Uber Elevate)

o Joby Aviation

◆ Joby Aviation은 복합 기체 설계 및 제작, 고 충실도의 공기 역학 분석, 그리고 계열사인 Joby Motors(고성능 전기 모터 설계 및 제조)를 통해 차세대 전기추진 항공기를 개발하고 있음

◆ 2인승 고정익 항공기인 Joby S2는 이중화를 통해 안전성을 높이기 위해 이륙 및 착륙 시 여러 개의 프로펠러를 사용하는 분산 전기추진으로 저속에서 날개위로의 공기속도를 높여 양력을 높일 수 있고 순항 시에는 항력을 줄이기 위해 대부분의 프로펠러를 접을 수 있도록 설계됨

o 지 에어로(Zee Aero)와 키티 호크(Kitty Hawk) 사

◆ 구글의 공동창업자 래리 페이지가 최근 우버사로 옮긴 NASA의 무어(Mark Moore) 박사의 구상에 영감을 받고 실리콘밸리에 지 에어로(Zee Aero)와 키티 호크(Kitty Hawk)란 두 개의 스타트업 기업을 세워 사업을 진행하고 있음

◆ 스타트업'키티호크'가 개발한 1인승 비행체는 기체 바닥에 배터리가 부착된 8개의 프로펠러로 기체를 공중에 띄워 움직이며 수직으로 이착륙할 수 있음

◆ 운전대 앞에 달려 있는 조이스틱 같은 장치를 조종해 방향을 바꿀 수 있음

◆ 최고시속 40㎞에 최대이륙중량은 100㎏임



그림 27. Joby S2 (출처: jobyavation.com)



그림 28. Kitty Hawk (출처: cnet.com)

o Lilium Jet

- 릴리움 제트는 독일 기업인 릴리움이 제작한 전기 항공기로 날개에 단 덕트팬 36개를 이용해 방향을 바꿔 수직 이착륙을 하거나 수평 비행을 할 수 있음
- 2017년 시제기의 첫 비행에 성공하였으며, 예상 성능은 최고속도 300km/h에 항속거리 300km임

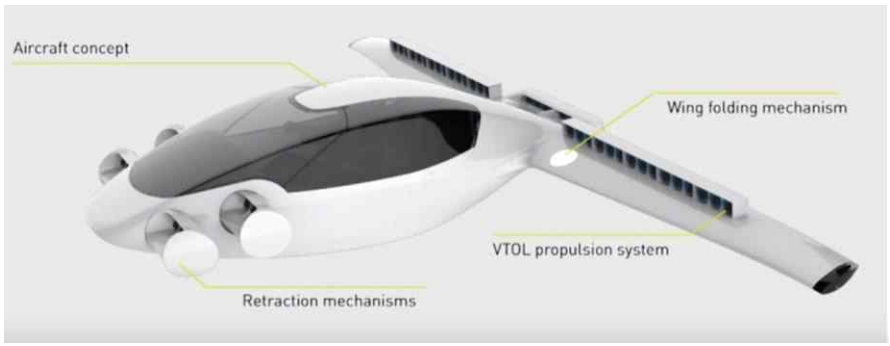


그림 29 Lilium Jet 형상 (출처: techtheday.com)

o Ehang 184

- 2015년 1월 CES(The International Consumer Electronics Show)를 통해 발표하며 멀티콥터형 유인항공기 시작을 알림
- 1인승 수직이착륙기로 전장 약 4m 크기로 시제기를 제작하였으나, 틸팅 기술은 적용이 되지 않아 순항 속도가 낮은 문제점을 안고 있음
- 현재 중국 내에서 수천시간에 달하는 비행시험을 진행하고 있음



그림 30. 중국 Ehang 184

- 법령 및 제도

✓ FAA

o 미 FAA는 PAV의 비전에 대한 장애요인으로 현재의 항공교통시스템을 언급하고 있으며, 현재 항공교통 인프라는 미래의 PAV의 운용을 위한 시스템에 적합하지 않음

o 따라서 2025년까지 차세대 항공교통시스템(Next Generation Air Transportation System) 프로젝트를 통해 현재의 낡은 시스템을 개혁하고자 하고 있음

✓ NASA PAVE (Personal Air Vehicle Exploration) 프로젝트

o NASA Langley 연구소 주도로 2030년까지 5년 단위의 PAV 장기 계획 수립을 목적으로 2001년부터 2004년까지 PAVE 프로젝트를 수행

o Boeing(Long Beach), GIT(Georgia Tech), VPI (Virginia Polytechnic Institute), Cal Poly San Luis Obispo 등이 공동연구로 참여, PAV에 대한 개념을 정립하고 미래형 비행체에 대한 개념 연구 수행함

o PAV를 요구조건(Requirements), 형상 개념(Concepts) 및 요구 기술(Technologies) 등으로 분류, 아래 표와 같이 다양한 PAV 형상의 플랫폼 제시하고 있으며, PAVE의 목표는 시간절약 및 지상주행이 가능하고 사용이 용이한 소형항공기를 개발하는 것임[5]

표 6 PAVE의 PAV 형상에 대한 개념연구 결과
(출처: NASA Langley Research Center, Revolutionary Aerospace System Concepts "Personal Air Vehicle Exploration (PAVE)")

형상	운용 모드 (이착륙방식)	형상	운용 모드 (이착륙방식)
	Dual Mode (CTOL_LaRC)		Single Mode (VTOL_Cal Poly)
	Dual Mode (CTOL_LaRC)		Single Mode (CTOL_Cal Poly)
	Dual Mode (CTOL_VPI)		Dual Mode (CTOL_Boeing)
	Single Mode (VTOL_LaRC)		Dual Mode (VTOL-Boeing)
	Dual Mode (SSTOL_LaRC)		Single Mode (ESTOL_Ga Tech)
	Single/Dual Mode (ESTOL_Cal Poly)		Single Mode (VTOL-Ga Tech)

✓ NextGen (Next Generation Air Transportation System) 프로젝트

o 미국에서는 2025년까지 항공 교통량이 2~3배로 증가할 것으로 예상하고 기존의 항행 시스템으로는 수용이 불가능하다고 판단하여 이를 해결하기 위한 NextGen 프로그램을 추진하고 있음[6]

o 주관기관 및 참여기관은 JPDO 외에 교통부(DOT), 국방부(DOD), 보건부(DOH), 상무부(DOC), 미연방항공청(FAA), 미항공우주국(NASA) 및 민간 기업체 등이 참여하고 있음. 014년 5월 27일 JPDO는 FAA의 Interagency Planning Office로 교체됨[7]

o NextGen 프로그램의 목적은 2025년까지 미국 공역 내 모든 항공기를 실시간으로

네트워크에 연결하고, 기상, 교통 혼잡, 항공기 위치 정보, 비행경로 등의 정보를 공유함으로써 항행 안전성과 효율성을 향상시키고, 미래의 늘어나는 항공 교통을 원활히 처리하는데 있으며, 민간 공역에서 무인항공기 및 PAV를 어떻게 통합할 것인가에 대한 연구도 활발히 진행되고 있음[8]

o 미래의 항공교통시스템은 다음 그림에서 보여 주는 바와 같이 통신집합체(통신위성, 고고도 비행선, 무인기 등)를 활용하여 차세대 항공기 탐지시스템인 방송방식의 자동종속감시(ADS-B, Automatic Dependant Surveillance-Broadcasting)시스템으로 항공기를 탐지하고, 고도, 위치, 속도 등의 수집한 정보를 다른 항공기, 지상기지 등에 방송으로 알리고 집합체 항법을 유도하는 개념임

o NextGen 프로젝트에 대한 연구내용을 간단히 기술하면 다음과 같음

- 교통체증과 시간지연을 감소
- 기상관련 지연을 감소시키기 위하여 의사결정도구로 기상정보의 신뢰성 증진
- 환경에 대한 부작용 최소화
- 연료소모율 감소
- 정밀궤도 기준 운용
- 항공교통관제 및 시스템 사용자의 실시간 정보접근이 가능한 네트워크 구성
- 공항에서 더 많고 다양한 비행기의 이착륙 실현
- 공항에서 공항까지 보다 많은 승객의 행복한 이동

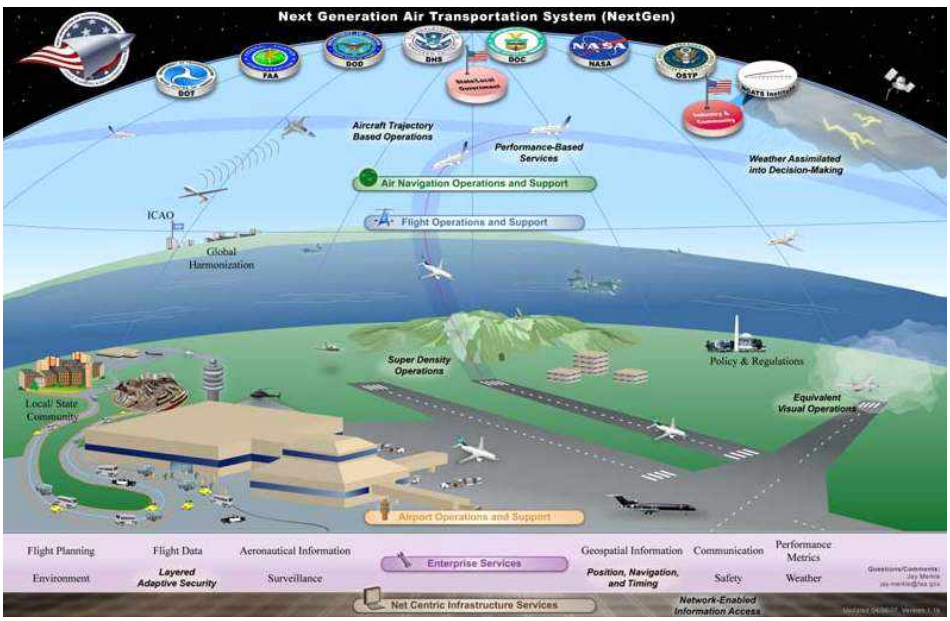


그림 31. NextGen 개념도 (출처: NASA Ames Research Center)

✓ SATS (Small Aircraft Transportation System) 프로젝트

o 본 프로젝트의 목적은 AGATE 프로젝트 이후 새로운 소형항공기 운송시스템(SATS, Small Aircraft Transportation System)을 창안하는 것이었으며, AGATE 후속 과제의 일환으로 '01년부터 '05년까지 NASA가 69백만 달러를 투입하여 개

념연구를 진행[9]

o 본 프로젝트의 목적은 AGATE 프로젝트 이후 소형항공기를 이용하여 도시와 도시를 연결하는 미래 소형항공기 항공교통시스템 구축임. NASA의 주관으로 미연방항공청(FAA) 등 130여개의 기관 컨소시엄을 구성하여 공동으로 SATS 프로그램을 수행하고 있으며 2020년에 완전운용이 가능할 것으로 전망

o 국가공역(Air Space)의 개발은 자유로운 비행(Free Flight)을 할 수 있도록 두 지점 사이의 운송(Point-to-Point Transport)을 위한 적극적 수단으로서 5,000개 이상의 소규모 공항을 활용할 수 있도록 하는 인프라의 구축임. PAVE가 개인용 비행체의 연구라면, SATS는 하늘의 고속도로 구축하는 연구 개념임. 따라서 SATS는 아래 그림에서 보는 바와 같이 레이더가 없는 공역과 관제타워가 없는 공항에서는 조종사가 자율조종으로 대량 착륙할 수 있는 대형 체적 운용(HVO, Higher Volume Operation) 시스템을 구축하는 것임[10], 즉, 최소한의 착륙설비만 갖추어진 공항에서 최저고도 착륙(Lower Landing Minimums)이 가능하게 하는 것임[11]

o 하늘 고속도로를 따라 비행하고, 통합된 군집비행을 위한 비행경로절차 및 시스템도 갖추게 됨. 현재의 허브공항과 지역공항을 연결하는 허브-스포크 장거리 운행 소형항공기(Hub-Spoke Long-haul GA)의 운용개념에서 유비쿼터스 공역 접근으로 공역용량을 높여 무사 안전을 보장하는 미래의 교통시스템을 갖춤



그림 32. SATS 개념도

자료 : Patrick W. Colligan, John P. Young, Industry Perception of Small Aircraft T-tansportation Systems(2012), Purdue University.

o 아래 그림의 SATS의 내용을 간단하게 정의하면

- 하늘 고속도로(HITS : Highway in the Sky-HUD Flight Path) 구축 <그림 34> 참조
- 통합영상시현장치(Synthetic Vision System) 기술개발<그림 35> 참조

- 활주로에 정밀 접근 능력(Precision Approach Capability to Runway) 방법
- 타워, 레이더 또는 접근등 관제 불필요(No Control Towers, Radar, or Approach Light)
- 인터넷에 의한 항공정보시스템 제공(Internet of Air Information Systems)
- 근거리 전천후 운용(Near-All-Weather Operability)
- 자체거리분리 및 순서비행(Self-Separating & Sequencing)
- 데이터링크/데이터버스/데이터베이스(Datalink / Databus / Database)
- 내장지형지도 및 항공우주비행체 회피(Built-in Terrain Mapping and Airspace Avoidance)
- 혁신적 원가절감 설계 및 제조(Lean Design / Lean Manufacturing)

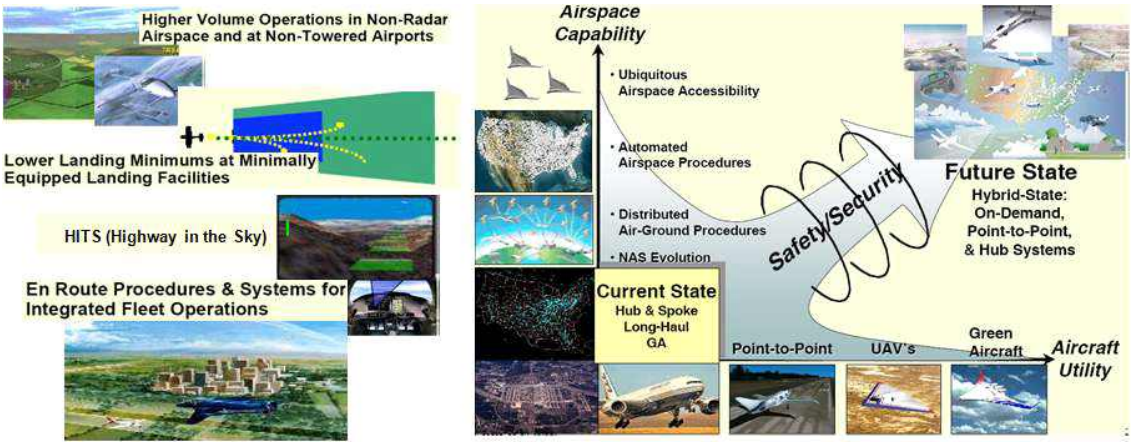


그림 33. SATS 주요 연구 내용 요약
자료 : KARI(2010), "미래형 항공기 (PAV) 개발 선행연구", 연구보고서



그림 34. 하늘고속도로 영상 시스템
자료 : CAFE Foundation, "Enabling Technologies_SVS"

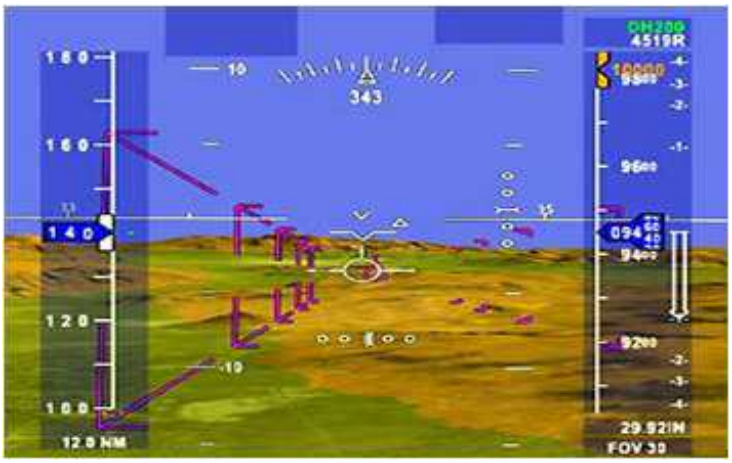


그림 35. Synthetic Vision System
자료 : Wikipedia, The Free Encyclopedia

o SATS 프로젝트가 실현되면 엔진은 소형이면서 강력하고 배기오염은 적고 수직이착륙이 가능하며 공항을 사용하지 않고 집에서 집으로 이동비행을 할 수 있음. 그리고 HITS이라는 조종석 영상장치가 개발되면 스크린에 가고자하는 하늘 고속도로가 <그림 34>와 같이 비춰져서 누구든지 자동차가 고속도로를 따라 주행하듯 그 길로만 비행하면 쉽게 목적지에 도착하게 됨. 구름이나 안개가 있어도 맑은 날씨처럼 영상에 고속도로가 시현되기 때문에 비행하는데 아무런 문제가 없음

✓ 마이콥터(myCopter) 프로젝트

o 유럽연합(EU)은 마이콥터라고 불리는 프로젝트를 통해 복잡한 유럽국가 항로에 PAV 도입 가능성을 연구하기 위해 620만불의 기금 출자
o 마이콥터는 독일항공우주연구소(DLR), 프랑스 막스플랑크연구소, 스위스 로잔연방공대 등 6개 연구기관이 공동으로 개발에 참여[12]
o 이 프로젝트는 개인적 여행을 위한 새로운 교통시스템을 갖추기 위한 비행체 개발이 목표
o 개발형상은 활주로 없이 VTOL 방식으로 이착륙이 가능한 Door-to-Door 개념의 자가용 항공기이며, 다음 그림과 같음



그림 36. myCopter의 Skyrider PAV 개념[12]

o 2,000피트 이하에서 비행함으로서 새로운 교통시스템이 현재의 공역에 영향을 주지 않고 지상기지의 교통관제공역이 아닌 공역에서 운용하는 개념을 가짐

✓ PPlane (Personal Plane) 프로젝트

o PPlane은 유럽연합이 330만유로, 참여기관이 110만 유로를 출연하여 2009년에 착수, 2030년까지 항공교통에 대한 최적화된 PAV 운용시스템을 찾아내는 프로젝트

o 이 프로젝트는 지상주행(Roadable) 기능이 배제된 PAV개념이며 조종사가 필요 없는 자동비행시스템으로 운용되는 자가용 항공기를 개발하는 것

o 프랑스 항공우주연구소(ONERA), 독일 항공우주연구소(DLR), 스페인 항공우주기술연구소(INTA), 네덜란드 국립항공연구소(NLR), 이스라엘 항공산업(IAI) 등 11개의 국가에서 연구소, 대학 등 13개 기관이 컨소시엄으로 참여

o PPlane의 형상개념은 다음 그림과 같고 운용개념은 대중교통 또는 자가용으로 PPort(Personal Port)까지 가서 PAV로 이륙하여 목적지인 PPort에 착륙하는 개념임

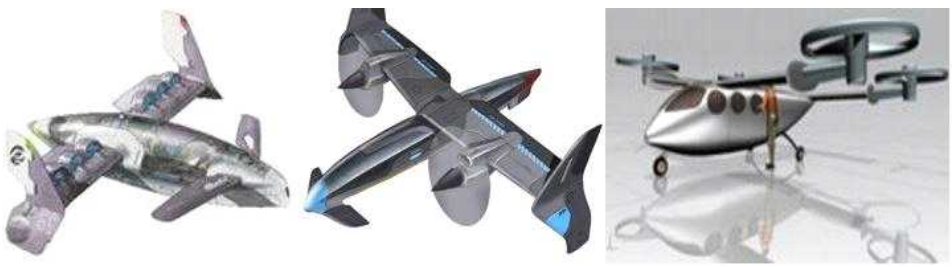


그림 37. PPlane의 형상개념

자료 : Onera(2010), "Overview of the European PPlane Project", Franc

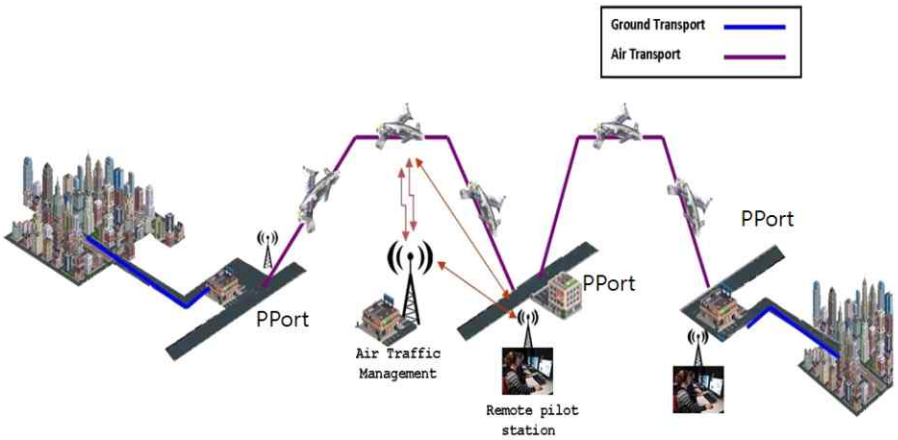


그림 38. PPlane의 운용 개념도

자료 : Claude Le Tallec et, al(2012), 28th International Congress of the Aeronautical Science(ICAS2012), "A Personal Plane Air Transportation System : the PPlane Project"

제3장. 연구 수행 내용 및 성과

1. 연구개발 주요내용

1-1-① PAV에 적용되는 PART23 인증기준 연구

○ 개요

- 노면주행 항공기 개발에 관하여 가장 중요한 질문 중에 하나는 요구되는 인증 유형과 관련됨
- 항공기 개발자들이 이용 가능한 기준 또는 그들 각자가 운항영역선도(operation envelope) 뿐만 아니라 항공기 개발을 근본적으로 유도하는 요구사항들을 위한 몇 가지의 인증 범주가 있음
- 세 가지의 인증 범주(Light Sport Aircraft using ASTM Committee F37 standards, FAR Part 23 with a Special Airworthiness Certificate in the Primary Category, FAR Part 23 with a Standard Airworthiness Certificate in the Normal Category)는 고정익 PAV에 적합한 것으로 확인되었으나 항공기 인증 절차 주요부분의 개정 작업이 이미 진행 중이고 큰 변화가 발생할 것으로 예상됨
- 미국 정부는 현재의 아주 복잡하고 까다로운 PART 23 인증이 막대한 인증 비용과 시간 때문에 새로운 기술을 적용한 신형 항공기의 개발을 저해하고, 결과적으로 소형 항공기 산업이 장기간 침체되는 가장 큰 원인 중 하나라는 각계의 여론을 수렴하여 2013년 “소형 항공기 활성화 법안(Small Airplane Revitalization Act)”을 국회에서 통과함으로써 미국 연방 항공청(FAA)의 소형항공기에 대한 새로운 인증 규제 마련을 의무화 함
- FAA는 2008년부터 1965에 처음 도입된 PART23 의 개정작업을 논의하기 시작하였으며 2013년 소형 항공기 활성화 법안의 통과로 인하여 본격적으로 새로운 인증 기준 및 절차 마련에 착수하였으며, 2016년 3월 9일에는 FAR 23의 개정방안을 담은 공문을 발표함 (Notice of proposed rule making, “Revision of Airworthiness Standards for Normal, Utility, Acrobatic, and Commuter Category Airplanes”)
- FAA가 2016년 3월 제시한 PART23 개정방안에 따르면 **기존에 항공기의 무게나 엔진 종류에 따르던 항공기의 분류 방법에서, 항공기의 성능(좌석수, 최대속도 등)이나 기술적 복잡도(시계비행만 가능 혹은 전천후 비행가능 등)에 따른 분류방법으로 바꾸는 것**을 제안함
- 또한 새로운 항공기가 인증기준을 만족하는지 여부를 확인하는 절차(means of compliance)를 간소화함으로써 인증비용과 시간을 획기적으로 줄이는 방안이 핵심임. 새로운 방안은 기존의 PART23에서 사용하던 방식이 아닌 합의에 기반한 방식(consensus standards)이 될 것이며 ASTM, SAE와 같은 민간 단체들이 인증확인절차를 개발하고 FAA가 승인하는 방식이 될 것임
- 인증기준 범주 연구에서는 위에서 언급된 FAA가 2016년 3월 제시한 PART23 개정 방안 중 PAV에 적용되는 인증기준을 연구함

○ PART23 개정방안 공고 원문

- PART23 개정 공고 문서 원본은 “Revision_Airworthiness_Standards_Normal_Utility_

Acrobatic_Commuter_Airplanes_NPRM.pdf"로 공개되어 있음

- PART23 개정 공고인 NPRM (Notice of proposed rulemaking)의 원문 앞 부분은 아래와 같음

DEPARTMENT OF TRANSPORTATION

Federal Aviation Administration

14 CFR Parts 21, 23, 35, 43, 91, 121, and 135

[Docket No.: FAA-2015-1621; Notice No. 16-01]

RIN 2120 - AK65

Revision of Airworthiness Standards for Normal, Utility, Acrobatic, and Commuter

Category Airplanes

AGENCY: Federal Aviation Administration (FAA), DOT.

ACTION: Notice of proposed rulemaking (NPRM).

SUMMARY: The FAA proposes to amend its airworthiness standards for normal, utility, acrobatic, and commuter category airplanes by removing current prescriptive design requirements and replacing them with performance-based airworthiness standards. The proposed standards would also replace the current weight and propulsion divisions in small airplane regulations with performance- and risk-based divisions for airplanes with a maximum seating capacity of 19 passengers or less and a maximum takeoff weight of 19,000 pounds or less. The proposed airworthiness standards are based on, and would maintain, the level of safety of the current small airplane regulations. Finally, the FAA proposes to adopt additional airworthiness standards to address certification for flight in icing conditions, enhanced stall characteristics, and minimum control speed to prevent departure from controlled flight for multiengine airplanes.

This notice of proposed rulemaking addresses the Congressional mandate set forth in the Small Airplane Revitalization Act of 2013.

○ PART23 개정 주요 항목 요약

- 1. 성능 기준들과 항공기 충돌 내구성(Performance Standards and Airplane Crashworthiness)
  - 이번 개정 처계의 안정성보다는 체계의 구성요소들에 초점
  - 충돌 테스트 규정의 융통성 부여로 새로운 해결책 구현 허용
  - 항공기 충돌 안전성과 탑승자의 안전성은 어떻게 성능 기반 기준을 바꾸고 항공 안전을 증가시키는 업계에 융통성을 제공하는 방법임. 비록 연방 항공국은 매년 탑승자 안전을 강화하기 위해 part 23을 개정해오고 있지만 이번 개정은 전체적으로 체계의 안정성보단 각각의 체계 구성요소들에 초점을 맞추고 있음. 연방 항공국의 충돌 테스트 규정에 융통성을 구축함으로써 이 제안은 항공 산업의 개발 및 새로운 솔루션 구현을 허용할 것임
- 2. 조종 불능(Loss of Control)

- 갑작스러운 실속은 항공기 사망 사고의 가장 큰 원인
- 추가적인 인증 기준을 통한 항공 안전 증대
- LOC 사고원인 트래픽 패턴과 낮은 고도
- Part 23에 제안된 개정안은 조종불능(LOC)사고에 대해 추가적인 인증 기준을 만들어 일반 항공 안전을 증대시킴. LOC의 결과로 갑작스러운 실속에 걸리는 경우 작은 항공기 사망 사고의 가장 흔한 원인임. 이 LOC 사고는 빈번한 트래픽 패턴(항공기의 이착륙을 위하여 설정한 일정한 경로 및 고도)이나 낮은 고도에서 발생함. 여기에서 항공기는 지상에 도달하기 전에 조종사가 조종회복을 하기에 고도가 너무 낮음. 개정안은 새로운 설계 방식을 사용하는 출원인과 항공기 실속특성을 증대 시키고 이러한 사고를 방지하기 위한 조종사 상황 인식 기술을 필요로 함

- 3. 방빙 및 제빙(Icing Certification Standards)
  - 착빙조건 고려로써 GA 안전 향상
  - Supercooled Large Drop, Mixed phase, Ice crystals 포함
  - SLD (Supercooled Large Drop) 조건하 안전한 비행 증명 필요
  - SLD 감지 및 탈출 증명 필요
  - Part 23에 제안된 또 다른 개정안은 착빙조건을 다룸으로써 GA 안전을 향상시킬 것임.

    1990년대에, FAA는 항공기와 터빈 항공기 엔진의 인증 고려할 때 착빙 조건을 확장할 필요성을 인식 하였음. 특히 FAA는 개정된 착빙 인증 기준은 Supercooled Large Drops, mixed phase, ice crystals를 포함해야 한다고 결정함. 이 제안된 규칙은 SLD 조건에서 안전한 작동을 보여주기 위해 SLD조건에서 비행하는 항공기를 증명해 선택하는 제조업체가 필요함. 제조업체들을 위해 제안된 규칙은 SLD 조건을 감지하고 이러한 조건에서 안전하게 탈출할 수 있는 항공기를 보여주는 수단을 요구함. 업계는 이러한 요구들이 업계에 특별한 추가적인 비용부담을 주지 않을 것이라고 판단. 왜냐하면 많은 제조 업체들은 이미 SLD를 감지 및 탈출에 대한 현재 FAA의 지침에 따르는 조건을 충족하는 기술을 비행기에 장착했기 때문임

○ PART23 개정 비용 및 편익 분석

- 새로운 안전성 향상 기술의 도입 용이
- 인증 대체 수단 허용의 효율성
- 인명구조를 통한 이익창출
- 이 제안의 목적은 새로운 안전성 향상 기술의 도입을 용이하게 하고 인증의 대체 수단을 허용하는 효율적인 비용 방법을 만드는 것임. 연방항공국은 NPRM과 관련된 혜택과 비용을 분석함. 예를들어 제안된 규칙이 실속 특성과 실속 경고를 향상시킴으로써 한명의 인명을 구한다면 엄청난 이익을 가져올 것임. 다음 표는 결과를 나타냄

표 7 2017년부터 2036년 까지 예측된 이익과 비용

	Costs	Safety Benefits + Cost Saving = Total Benefits
Total	$3.9	$19.6 + $12.6 = $32.2
Present value	$3.9	$6.2 + $5.8 = $12.0

○ PART23 개정 항목 목차

- 개정 항목의 목차는 아래 표와 같음
- 지면관계 상 목차 앞부분만 본 보고서에서 표기함
- 기존의 PART 23 중 많은 부분이 삭제되고 신규로 새로운 항목이 추가됨

표 8 PART23 개정 항목 목차

PART 23 한글	개정안 PART23 영문	개정안 PART23 번역문
목 차 *page* **Subpart A 일 반** 23.1 적용 ····· 1 23.2 소급적용을 위한 특수 규정 ····· 1 23.3 비행기의 감항분류 ····· 2 **Subpart B 비 행** 23.21 적합성 증명 ····· 3 23.23 하중분포한계 ····· 3 23.25 중량한계 ····· 3 23.29 공허중량 및 대응 무게중심 ····· 5 23.31 제거가능 밸러스트(Ballast) ····· 5 23.33 프로펠러 회전속도와 피치한계 ····· 5 **성능** 23.45 일반 ····· 6 23.49 실속속도 ····· 8 23.51 이륙속도 ····· 9 23.53 이륙성능 ····· 11 23.55 가속-정지거리 11 23.57 이륙경로 ····· 12 23.59 이륙거리 및 이륙활주 ····· 13 23.61 이륙비행경로 ·· 14 23.63 상승: 일반 ····· 14 23.65 상승 : 전 엔진 작동상태 ····· 15	*page* **Subpart A General** 23.1 Applicability. ····· 1 Deleted ····· 1 23.5 Certification of normal category airplanes. · 1 23.10 Certification of normal category airplanes. · 1 **Subpart B Flight** 23.100 Weight and center of gravity. ····· 1 23.100 Weight and center of gravity. ····· 1 23.100 Weight and center of gravity. ····· 1 23.100 Weight and center of gravity. ····· 1 23.100 Weight and center of gravity. ····· 1 23.900 Powerplant installation. ····· 1 23.105 Performance. ····· 1 23.110 Stall Speed. ····· 1 23.115 Takeoff performance ····· 1 23.115 Takeoff performance ····· 1 23.115 Takeoff performance ····· 1 23.115 Takeoff performance ····· 1 23.115 Takeoff	**목 차** *page* **Subpart A 일 반** 23.1 적용성과 정의 ····· 1 23.2 (예비) ····· 1 23.3 (예비) ····· 2 23.5 감항분류가 보통류인 비행기의 인증 ····· 2 23.10 수락 가능한 적합성 입증 방법 ····· 2 **Subpart B 비 행** 23.21 (예비) ····· 3 23.23 (예비) ····· 3 23.25 (예비) ····· 3 23.29 (예비) ····· 5 23.31 (예비) ····· 5 23.33 (예비) ····· 5 **성능** 23.45 (예비) ····· 6 23.49 (예비) ····· 8 23.51 (예비) ····· 9 23.53 (예비) ····· 11 23.55 (예비) ····· 11 23.57 (예비) ····· 12 23.59 (예비) ····· 13 23.61 (예비) ····· 14 23.63 (예비) ····· 14 23.65 (예비) ····· 15 23.66 (예비) ····· 16 23.67 (예비) ····· 16 23.69 (예비) ····· 19 23.71 (예비) ····· 20

23.66 이륙 상승 : 한 엔진이 작동하지 않는 경우 ····· 16
23.67 상승 : 한 엔진이 작동하지 않는 경우 ····· 16
23.69 순항 상승/하강 ····· 19
23.71 활공 : 단발 비행기 ····· 20
23.73 착륙접근 기준속도 ····· 20
23.75 착륙거리 ····· 21
23.77 보오크 착륙 ···· 22

비행성

23.141 일반 ····· 23

조종성 및 기동성

23.143 일반 ····· 23
23.145 세로조종 ····· 24
23.147 방향조종과 가로조종 ····· 26
23.149 최소조종속도 27
23.151 곡예운동 ····· 28
23.153 착륙중의 조종 28
23.155 운동시 승강타 조종력 ····· 29
23.157 롤링((Rolling)율 ····· 29

트림(Trim)

23.161 트림 ····· 30

안정성

23.171 일반 ····· 32
23.173 정적세로안정성 ····· 32
23.175 정적세로안정성의 실증 ····· 33
23.177 정적방향안정성 및 정적가로안정성 ····· 34
23.181 동적 안정성 ·· 36

실속

performance ····· 1
23.115 Takeoff performance ····· 1
23.120 Climb. ····· 1
23.120 Climb. ····· 1
23.125 Climb. ····· 1
23.120 Climb. ····· 1
23.125 Climb. ····· 1
23.125 Climb. ····· 1
23.130 Landing. ····· 1
23.130 Landing. ····· 1
23.120 Climb. ····· 1
23.200 Controllability. ····· 1
23.200 Controllability. ····· 1
23.200 Controllability. ····· 1
23.200 Controllability. ····· 1
23.200 Controllability. ····· 1
23.200 Controllability. ····· 1
23.200 Controllability. ····· 1
23.200 Controllability. ····· 1
23.200 Controllability. ····· 1
23.205 Trim. ····· 1
23.210 Stability. ····· 1
23.210 Stability. ····· 1
23.210 Stability. ····· 1
23.210 Stability. ····· 1
23.210 Stability. ····· 1
23.210 Stability. ····· 1
23.215 Stall characteristics, stall warning, and spins. ····· 1
23.215 Stall characteristics, stall warning, and spins. ····· 1
23.215 Stall characteristics, stall warning, and spins. ····· 1
23.215 Stall characteristics, stall warning, and spins. ····· 1
23.220 Ground handling. 1
23.220 Ground handling. 1
23.220 Ground handling. 1
23.220 Ground handling. 1
23.220 Ground handling. 1
23.225 Vibration, buffeting,

23.73 (예비) ····· 20
23.75 (예비) ····· 21
23.77 (예비) ····· 22
23.100 중량과 무게 중심 22
23.105 성능 데이터 ····· 22
23.110 실속 ····· 22
23.115 이륙 성능 ····· 22
23.120 상승 요건 ····· 22
23.125 상승 정보 ····· 22
23.130 착륙 ····· 22

비행성

비행 특성

23.141 (예비) ····· 23

조종성 및 기동성

23.143 (예비) ····· 23
23.145 (예비) ····· 24
23.147 (예비) ····· 26
23.149 (예비) ····· 27
23.151 (예비) ····· 28
23.153 (예비) ····· 28
23.155 (예비) ····· 29
23.157 (예비) ····· 29

트림(Trim)

23.161 (예비) ····· 30

안정성

23.171 (예비) ····· 32
23.173 (예비) ····· 32
23.175 (예비) ····· 33
23.177 (예비) ····· 34
23.181 (예비) ····· 36

실속

23.200 조정가능성 ····· 36
23.201 (예비) ····· 36
23.203 (예비) ····· 38
23.205 트림 ····· 38
23.207 (예비) ····· 39
23.210 안전성 ····· 39
23.215 실속 특성, 실속 경

23.201 날개수평실속 36
23.203 회전비행과 가속화된 실속 ····· 38
23.207 실속경보 ····· 39

나선강화(Spinning)

23.221 나선강하 ····· 40

지상 및 수상조종특성

23.231 세로안정성과 조종성 ····· 42
23.233 방향안정성과 조종성 ····· 42
23.235 비포장에서의 운영 ····· 43
23.237 수상 운영 ····· 43
23.239 스프레이(Spray) 특성 ····· 43

기타 비행요건

23.251 진동 및 버핏팅(Buffeting) ····· 43
23.253 고속특성 ····· 44
23.255 트림을 벗어난 특성 ····· 45

Subpart C 구 조

일반

23.301 하중 ····· 47
23.302 캐나드 또는 탠덤날개 형태 ····· 47
23.303 안전계수 ····· 47
23.305 강도와 변형 ·· 47
23.307 구조의 증명 ·· 48

비행하중

23.321 일반 ····· 48
23.331 대칭비행조건 48
23.333 비행포위선도 49
23.335 설계비행속도 50
23.337 제한운동하중계수(n) ····· 52
23.341 돌풍하중계수 52
and high-speed characteristics. ····· 1
23.225 Vibration, buffeting, and high-speed characteristics. ····· 1
23.225 Vibration, buffeting, and high-speed characteristics. ····· 1
23.230 Performance and flight characteristics requirements for flight in icing conditions. ····· 1

23.310,23.330 Structural design loads, Limit and ultimate loads. ····· 1
23.330 Limit and ultimate loads. ····· 1
23.310 Structural design loads. ····· 1
23.310 Structural design loads. ····· 1
23.310 Structural design loads. ····· 1
23.310 Structural design loads. ····· 1
23.330 Limit and ultimate loads. ····· 1
23.400 Structural strength. ·· 1
23.305 Interaction of systems and structures. ····· 1
23.400 Structural strength. ·· 1
23.310 Structural design loads. ····· 1
23.310 Structural design loads. ····· 1
23.300 Structural design envelope. ····· 1
23.300 Structural design envelope. ····· 1
23.300 Structural design envelope. ····· 1
23.315 Flight load conditions. ····· 1
고와 스핀 ····· 39

~~나선강화(Spinning)~~

23.220 육상과 수상 취급특성 ····· 40
23.221 (예비) ····· 40
23.225 진동, 버피팅과 고속 특성 ····· 40

~~지상 및 수상조종특성~~

23.230 결빙 상태에서 비행을 위한 성능 및 비행 특성 요건 ····· 40
23.231 (예비) ····· 42
23.233 (예비) ····· 42
23.235 (예비) ····· 43
23.237 (예비) ····· 43
23.239 (예비) ····· 43

~~기타 비행요건~~

23.251 (예비) ····· 43
23.253 (예비) ····· 44
23.255 (예비) ····· 45

Subpart C 구 조

일반

23.300 구조 설계 영역 ·· 40
23.301 (예비) ····· 47
23.302 (예비) ····· 47
23.303 (예비) ····· 47
23.305 시스템과 구조의 상호 작용 ····· 47
23.307 (예비) ····· 48

구조 하중

23.310 구조 설계 하중 ·· 40
23.315 비행 하중 조건 ·· 40

~~비행하중~~

23.320 육상과 수상 하중조건 ····· 40
23.321 (예비) ····· 48
23.325 구성품 하중 조건 40

23.343 설계 연료 하중 ····· 53
23.345 고양력장치 ···· 54
23.347 비대칭 비행상태 ····· 55
23.349 롤링(Rolling) 상태 ····· 55
23.351 요잉(Yawing) 55
23.361 엔진 토오크 (Engine Torque) ····· 56
23.363 엔진 받침대에 작용하는 측방 하중 ····· 56
23.365 여압실 하중 ·· 57
23.367 엔진 고장에 의한 비대칭 하중 ····· 57
23.369 후방 양력 트러스(Rear Lift Truss)의 특수조건 ····· 58
23.371 자이로 효과 및 공력하중 ····· 58
23.373 속도제어장치 59

조종면 및 조종계통하중

23.391 조종면 하중 ·· 59
23.393 힌지선에 평행한 하중 ····· 59
23.395 조종계통 하중 60
23.397 제한 조종력과 제한 토오크 ····· 60
23.399 이중 조종계통 (Dual Control System) · 61
23.405 2차 조종계통 62
23.407 트림 탭 영향 (Trim Tab Effects) ····· 62
23.409 탭(Tabs) ····· 62
23.415 지상돌풍상태 62

수평 안정판 및 밸런스 면

23.421 평형하중 ····· 63
23.423 운동하중 ····· 64
23.425 돌풍하중 ····· 64
23.427 비대칭 하중 ·· 65

23.300 Structural design envelope. ····· 1
23.300 Structural design envelope. ····· 1
23.300 Flight load conditions. ····· 1
23.300 Structural design envelope. ····· 1
23.300 Structural design envelope. ····· 1

Means of Compliance.
23.315 Flight load conditions. ····· 1
23.300 Structural design envelope. ····· 1
23.300 Structural design envelope. ····· 1
23.300 Structural design envelope. ····· 1
23.300 Structural design envelope. ····· 1

Means of Compliance.
23.325 Component loading conditions. ····· 1
23.315 Flight load conditions. ····· 1
23.315 Flight load conditions. ····· 1
23.315 Flight load conditions. ····· 1
23.325 Component loading conditions. ····· 1
23.325 Component loading conditions. ····· 1
23.325 Flight load conditions ····· 1
23.405 Structural durability ·· 1
23.315 Flight load conditions. ····· 1

Means of Compliance.
23.325 Component loading conditions. ····· 1
23.325 Component loading conditions. ····· 1
23.325 Component loading conditions. ····· 1

23.330 제한과 극한 하중 40
23.331 (예비) ····· 48
23.333 (예비) ····· 49
23.335 (예비) ····· 50
23.337 (예비) ····· 52
23.341 (예비) ····· 52
23.343 (예비) ····· 53
23.345 (예비) ····· 54
23.347 (예비) ····· 55
23.349 (예비) ····· 55
23.351 (예비) ····· 55
23.361 (예비) ····· 56
23.363 (예비) ····· 56
23.365 (예비) ····· 57
23.367 (예비) ····· 57
23.369 (예비) ····· 58
23.371 (예비) ····· 58
23.373 (예비) ····· 59

조종면 및 조종계통하중

23.391 (예비) ····· 59
23.393 (예비) ····· 59
23.395 (예비) ····· 60
23.397 (예비) ····· 60
23.399 (예비) ····· 61

구조 성능

23.400 구조 강도 ····· 40
23.405 구조 내구성 ····· 40
23.407 트림 탭 영향(Trim Tab Effects) ····· 62
23.409 탭(Tabs) ····· 62
23.410 공탄성 ····· 40
23.415 (예비) ····· 62

수평 안정판 및 밸런스 면

23.421 (예비) ····· 63
23.423 (예비) ····· 64
23.425 (예비) ····· 64
23.427 (예비) ····· 65

수직 안정판

23.441 (예비) ····· 66

수직 안정판

23.441 운동 하중 ····· 66
23.443 돌풍 하중 ····· 67
23.445 외측 수직 안정판 또는 윙렛 (Out Board Fins or winglet) ····· 68

보조익 및 특별장치

23.455 보조날개 (Ailerons) ····· 69
23.459 특수기구 ····· 69

지상하중(Ground Loads)

23.471 일반 ····· 69
23.473 지상하중 상태와 가정 ····· 69
23.477 착륙장치의 배열 ····· 70
23.479 수평 착륙 상태 ····· 71
23.481 꼬리 내림 착륙 상태 ····· 71
23.483 외 바퀴 착륙 상태 ····· 72
23.485 측방향 하중 상태 ····· 72
23.493 브레이크를 사용한 상태(Braked Roll 상태) ····· 72
23.497 뒷 바퀴에 대한 보충 조건 ····· 73
23.499 앞 바퀴에 대한 보충 조건 ····· 73
23.505 스키 비행기의 보충 조건 ····· 74
23.507 재킹(Jacking) 하중 ····· 74
23.509 견인하중(Towing Loads) ····· 75
23.511 지상하중 : 여러 바퀴를 가진 착륙장치에 걸리는 비대칭 하중 ····· 76

23.325 Component loading conditions. ····· 1
23.325 Component loading conditions. ····· 1
23.325 Component loading conditions. ····· 1
23.325 Component loading conditions. ····· 1
23.325 Component loading conditions. ····· 1
23.325 Component loading conditions. ····· 1
23.325 Component loading conditions. ····· 1

Means of Compliance.
23.315 Flight load conditions. ····· 1
23.315 Flight load conditions. ····· 1
23.315 Flight load conditions. ····· 1
23.315 Flight load conditions. ····· 1
23.315 Flight load conditions. ····· 1

Means of Compliance.
23.325 Component loading conditions. ····· 1
23.325 Component loading conditions. ····· 1
23.320 Ground and water load conditions. ····· 1
23.320 Ground and water load conditions. ····· 1
23.320 Ground and water load conditions. ····· 1
23.320 Ground and water load conditions. ····· 1
23.320 Ground and water load conditions. ····· 1
23.320 Ground and water load conditions. ····· 1
23.320 Ground and water load conditions. ····· 1
23.320 Ground and water

23.443 (예비) ····· 67
23.445 (예비) ····· 68

보조익 및 특별장치

23.455 (예비) ····· 69
23.459 (예비) ····· 69

지상하중(Ground Loads)

23.471 (예비) ····· 69
23.473 (예비) ····· 69
23.477 (예비) ····· 70
23.479 (예비) ····· 71
23.481 (예비) ····· 71
23.483 (예비) ····· 72
23.485 (예비) ····· 72
23.493 (예비) ····· 72
23.497 (예비) ····· 73
23.499 (예비) ····· 73

설계

23.500 구조 설계 ····· 40
23.505 구조의 보호 ····· 40
23.507 (예비) ····· 74
23.509 (예비) ····· 75
23.510 재료와 공정 ····· 40
23.511 (예비) ····· 76
23.515 특별 안전 계수 ·· 40

수상하중(Water Loads)

23.521 (예비) ····· 77
23.523 (예비) ····· 77
23.525 (예비) ····· 77
23.527 (예비) ····· 78
23.529 (예비) ····· 79
23.531 (예비) ····· 80
23.533 (예비) ····· 80
23.535 (예비) ····· 82
23.537 (예비) ····· 83

비상착륙조건(Emergency Landing Conditions)

23.561 (예비) ····· 84
23.562 (예비) ····· 85

수상하중(Water Loads)
23.521 수상하중 조건 77
23.523 설계 무게 및 무게중심 위치 ····· 77
23.525 하중의 적용 ·· 77
23.527 선체(hull) 및 주플로트(float)의 하중계수 78
23.529 선체(hull) 및 주플로트(float)의 착수조건 79
23.531 선체(hull) 및 주플로트(float)의 이수조건 80
23.533 선체(hull) 및 주플로트(float)의 바닥압력 80
23.535 보조 플로트(float) 하중 ····· 82
23.537 수중익 하중 ·· 83

비상착륙조건(Emergency Landing Conditions)
23.561 일반 ····· 84
23.562 비상착륙 동적 조건 ····· 85

피로평가(Fatigue Evaluation)
23.571 금속 가압 객실 구조 ····· 88
23.572 금속재 날개, 꼬리날개 및 관련구조 ····· 89
23.573 손상 허용 및 구조물의 피로평가 ····· 90
23.574 금속재 커뮤터(C)류 비행기의 피로평가 및 손상허용평가 ····· 92
23.575 검사 및 기타 절차 ····· 92

Subpart D. 설계 및 구성
23.601 일반 ····· 92
23.603 재료와 공작기술 ····· 93
23.605 제작방법 ····· 93
23.607 결합구(Fastener) ····· 93

load conditions. ····· 1
23.320 Ground and water load conditions. ····· 1
23.320 Ground and water load conditions. ····· 1
23.320 Ground and water load conditions. ····· 1
23.320 Ground and water load conditions. ····· 1
23.320 Ground and water load conditions. ····· 1
23.320 Ground and water load conditions. ····· 1
23.320 Ground and water load conditions. ····· 1
23.320 Ground and water load conditions. ····· 1
23.320 Ground and water load conditions. ····· 1
23.320 Ground and water load conditions. ····· 1
23.320 Ground and water load conditions. ····· 1
23.320 Ground and water load conditions. ····· 1
23.320 Ground and water load conditions. ····· 1
23.320 Ground and water load conditions. ····· 1
23.320 Ground and water load conditions. ····· 1
23.320 Ground and water load conditions. ····· 1
23.320 Ground and water load conditions. ····· 1
23.320 Ground and water load conditions. ····· 1
23.320 Ground and water load conditions. ····· 1
23.600 Emergency conditions. ····· 1
23.600 Emergency conditions. ····· 1
23.405 Structural durability. · 1
23.405 Structural durability. · 1
23.405 Structural durability. · 1
23.405 Structural durability. · 1
23.405 Structural durability. · 1

~~피로평가(Fatigue Evaluation)~~
23.571 (예비) ····· 88
23.572 (예비) ····· 89
23.573 (예비) ····· 90
23.574 (예비) ····· 92
23.575 (예비) ····· 92

탑승자 보호 구조
23.600 비상 조건 ····· 40

Subpart D. 설계 및 제작
23.601 (예비) ····· 92
23.603 (예비) ····· 93
23.605 (예비) ····· 93
23.607 (예비) ····· 93
23.609 (예비) ····· 93
23.611 (예비) ····· 94
23.613 (예비) ····· 94
23.619 (예비) ····· 95
23.621 (예비) ····· 95
23.623 (예비) ····· 97
23.625 (예비) ····· 97
23.627 (예비) ····· 97
23.629 (예비) ····· 98

~~날개~~
23.641 (예비) ····· 100

~~조종면~~
23.651 (예비) ····· 100
23.655 (예비) ····· 100
23.657 (예비) ····· 100
23.659 (예비) ····· 101

~~조종계통~~
23.671 (예비) ····· 101
23.672 (예비) ····· 101
23.673 (예비) ····· 102
23.675 (예비) ····· 102
23.677 (예비) ····· 102
23.679 (예비) ····· 103

93
23.609 구조의 보호 ·· 93
23.611 정비성 ····· 94
23.613 재료의 강도 특성과 설계치 ····· 94
23.619 특별계수 ····· 95
23.621 주물계수 (Casting Factors) ····· 95
23.623 베어링계수 ···· 97
23.625 이음(Fitting)계수 ····· 97
23.627 피로강도 ····· 97
23.629 플러터 ····· 98

날개

23.641 강도의 증명 100

조종면

23.651 강도의 증명 100
23.655 장착 ····· 100
23.657 힌지 ····· 100
23.659 질량평형 ····· 101

조종계통

23.671 일반 ····· 101
23.672 안정성 증대 장치 및 자동 그리고 동력식 계통 ····· 101
23.673 주 조종장치 102
23.675 정지장치 ····· 102
23.677 트림계통 ····· 102
23.679 조종계통 고정장치 ····· 103
23.681 정적제한하중시험 ····· 103
23.683 작동시험 ····· 104
23.685 조종계통의 세부사항 ····· 104
23.687 스프링 장치 105
23.689 케이블 계통 105
23.691 인공 실속 방지 계통 ····· 105
23.693 연결부 ····· 107
1
23.500 Structural design. 1
23.500 Structural design. 1
23.510 Materials and processes. ····· 1
23.505 Protection of structure. ····· 1
23.505 Protection of structure. ····· 1
23.505 Protection of structure. ····· 1
23.510 Materials and processes. ····· 1

23.515 Special factors of safety. ····· 1
23.515 Special factors of safety. ····· 1
23.515 Special factors of safety. ····· 1
23.515 Special factors of safety. ····· 1
23.405 Structural durability. · 1
23.410 Aeroelasticity. ····· 1
Means of Compliance.
Means of Compliance.
Means of Compliance.
23.515 Special factors of safety. ····· 1
23.315 Flight load conditions. ····· 1

23.500 Structural design. ·· 1
23.1305 Function and installation. ····· 1
23.1305 Function and installation. ····· 1

23.1305 Function and installation. ····· 1
23.1305 Function and installation. ····· 1

23.700 Flight control systems. ····· 1
23.700 Flight control
23.681 (예비) ····· 103
23.683 (예비) ····· 104
23.685 (예비) ····· 104
23.687 (예비) ····· 105
23.689 (예비) ····· 105
23.691 (예비) ····· 105
23.693 (예비) ····· 107
23.697 (예비) ····· 107
23.699 (예비) ····· 107
23.700 비행 조정 계통 ·· 40
23.701 (예비) ····· 108
23.703 (예비) ····· 108
23.705 착륙 장치 계통 ·· 40
23.710 수상기 또는 수륙양용기를 위한 부력 ····· 40

착륙장치

23.721 (예비) ····· 109
23.723 (예비) ····· 109
23.725 (예비) ····· 110
23.726 (예비) ····· 111
23.727 (예비) ····· 111
23.729 (예비) ····· 112
23.731 (예비) ····· 113
23.733 (예비) ····· 113
23.735 (예비) ····· 114
23.737 (예비) ····· 116
23.745 (예비) ····· 116

탑승자 계통 설계 보호

~~**플로트(Floats) 및 선체(Hull)**~~

23.750 탈출의 수단과 비상구 ····· 40
23.751 (예비) ····· 116
23.753 (예비) ····· 116
23.755 탑승자 물리적인 환경 ····· 40
23.757 (예비) ····· 117

~~**승객, 승무원 및 화물을 위한 설비**~~

23.771 (예비) ····· 117
23.773 (예비) ····· 117

23.697 플랩 조종계통 ····· 107
23.699 플랩위치 지시계 ····· 107
23.701 좌우 플랩 동조장치 ····· 108
23.703 이륙 경고 시스템 ····· 108

착륙장치

23.721 일반 ····· 109
23.723 완충시험 ····· 109
23.725 제한 낙하시험 ····· 110
23.726 동적 지상하중 시험 ····· 111
23.727 여유 에너지 흡수 낙하실험 ····· 111
23.729 착륙장치의 인입 장치 계통 ····· 112
23.731 바퀴 ····· 113
23.733 타이어 ····· 113
23.735 브레이크 ····· 114
23.737 스키 ····· 116
23.745 전륜/후륜 조향 장치 ····· 116

플로트(Floats) 및 선체(Hull)

23.751 주 플로트(Float) 부력 ····· 116
23.753 주 플로트(Float) 설계 ····· 116
23.755 선체(Hull) ····· 116
23.757 보조 플로트(Float) ····· 117

승객, 승무원 및 화물을 위한 설비

23.771 조종실 ····· 117
23.773 조종실 시계 117
23.775 바람막이 창 및 창문 ····· 118
systems. ····· 1
23.410 Aeroelasticity. ····· 1
23.700 Flight control systems. ····· 1
23.1305 Function and installation. ····· 1
23.410 and 23.500 Aeroelasticity and Structural design. ····· 1
23.700 Flight control systems. ····· 1
23.325(b), 23.500(d) Component loading conditions, Structural design. ····· 1
23.325(b), 23.500(d) Component loading conditions, Structural design. ····· 1
23.325(b), 23.500(d) Component loading conditions, Structural design. ····· 1
23.700 Flight control systems. ····· 1
23.700 Flight control systems. ····· 1
23.700 Flight control systems. ····· 1
23.1305 Function and installation. ····· 1
23.700 Flight control systems. ····· 1
23.700 Flight control systems. ····· 1
23.700 Flight control systems. ····· 1
23.1315 Equipment, systems and Installations. ····· 1
23.515 Special factors of safety. ····· 1
23.775 (예비) ····· 118
23.777 (예비) ····· 119
23.779 (예비) ····· 121
23.781 (예비) ····· 122
23.783 (예비) ····· 123
23.785 (예비) ····· 125
23.787 (예비) ····· 127
23.791 (예비) ····· 128

화재와 고 에너지 보호

23.800 지정된 화재 영역 밖의 화재 보호 ····· 40
23.803 (예비) ····· 128
23.805 지정된 화재 영역의 화재 보호 ····· 40
23.807 (예비) ····· 129
23.810 구조의 낙뢰 보호 40
23.811 (예비) ····· 132
23.812 (예비) ····· 133
23.813 (예비) ····· 135
23.815 (예비) ····· 136
23.831 (예비) ····· 136

여압계통

23.841 (예비) ····· 137
23.843 (예비) ····· 141

화재방지

23.851 (예비) ····· 141
23.853 (예비) ····· 142
23.855 (예비) ····· 144
23.856 (예비) ····· 145
23.859 (예비) ····· 145
23.863 (예비) ····· 147
23.865 (예비) ····· 148

전기적 본딩 및 낙뢰 보호조치

23.867 (예비) ····· 148

기타 요건

23.871 (예비) ····· 149

23.777 조종실 조종장치 119
23.779 조종 및 조작장치의 조작과 움직임 방향 121
23.781 조종 및 조작장치 손잡이 모양 122
23.783 출입문 123
23.785 좌석, 침대, 안전벨트 및 하니스 125
23.787 화물실 127
23.791 승객 정보 표시 128
23.803 비상 탈출 128
23.805 비행승무원 비상 탈출 129
23.807 비상 탈출구 129
23.811 비상출구 표시 132
23.812 비상 조명 133
23.813 비상출구 접근 135
23.815 복도의 폭 136
23.831 환기 136

여압계통

23.841 여압 객실 137
23.843 여압 시험 141

화재방지

23.851 소화기 141
23.853 객실 및 승무원실 내부 142
23.855 화물실 화재방지 144
23.856 열/음향 절연 재료 145
23.859 연소 가열기의 화재방지 145
23.863 가연성유체 화재방지 147
23.865 비행조종장치, 엔진마운트 및 비행구조물
23.700 Flight control systems. 1
23.200 Controllability. 1
23.1500 Flightcrew interface. 1
Means of Compliance.

23.700 Flight control systems. 1
23.700 Flight control systems. 1
Definition.
23.910 Powerplant installation hazard assessment. 1
Means of Compliance.
Means of Compliance.
Means of Compliance.
Means of Compliance.

23.705 Landing gear systems. 1
23.705 Landing gear systems. 1
23.705 Landing gear systems. 1
Means of Compliance.
23.705 Landing gear systems. 1
23.1315 Equipment, systems and installation. 1

Means of Compliance.
23.705 Landing gear systems. 1
23.705 Landing gear systems. 1

Means of Compliance.
Means of Compliance.
23.705
23.705 Landing gear systems. 1
Means of Compliance.
Means of Compliance.
23.705 Landing gear systems. 1
Means of Compliance.
23.1315 Equipment, systems and installation. 1
23.705 Landing gear

Subpart E 동력장치

일반

23.900 동력 장치 장착 40
23.901 (예비) 149
23.903 (예비) 150
23.904 (예비) 152
23.905 프로펠러 장착 40
23.907 (예비) 153
23.909 (예비) 154
23.910 동력장치 장착 위험 평가 40
23.915 자동 전력 조절 계통 40
23.920 역추진 계통 40
23.925 동력장치 작동 특성 40
23.929 (예비) 155
23.930 연료 계통 40
23.933 (예비) 156
23.934 (예비) 157
23.935 동력 장치 흡입과 배기 계통 40
23.937 (예비) 157
23.939 (예비) 157
23.940 동력장치 결빙 보호 40
23.943 (예비) 158

연료계통

23.951 (예비) 158
23.953 (예비) 158
23.954 (예비) 159
23.955 (예비) 159
23.957 (예비) 161
23.959 (예비) 161
23.961 (예비) 162
23.963 (예비) 162
23.965 (예비) 162
23.967 (예비) 164
23.969 (예비) 165
23.971 (예비) 166
23.973 (예비) 166

화재방지 ····· 148

전기적 본딩 및 낙뢰 보호조치

23.867 낙뢰와 정전기 방지를 위한 전기적 접속 및 보호조치 ····· 148

기타 요건

23.871 수평 측정 방법 ····· 149

Subpart E 동력장치

일반

23.901 장착 ····· 149
23.903 엔진 ····· 150
23.904 자동이륙추력제어시스템 ····· 152
23.905 프로펠러 ····· 152
23.907 프로펠러의 진동 ····· 153
23.909 터보 과급기 154
23.925 프로펠러의 간격 ····· 154
23.929 엔진장비의 방빙 ····· 155
23.933 역추력 계통 156
23.934 터보제트 및 터보팬 엔진의 역추력장치 시험 ····· 157
23.937 터보 프로펠러 항력 제한 계통 ····· 157
23.939 엔진의 운용 특성 ····· 157
23.943 부(-)의 가속도 ····· 158

연료계통

23.951 일반 ····· 158
23.953 연료계통의 독립 ····· 158
23.954 연료계통에 대한 낙뢰방지 ····· 159
systems. ····· 1

Means of Compliance.
Means of Compliance.
23.705 Landing gear systems. ····· 1
23.1500 Flightcrew interface. ··· 1

23.710 Buoyancy for seaplanes and amphibians. 1
Means of Compliance.
23.320 Ground and water load conditions. ····· 1
23.710 Buoyancy for seaplanes and amphibians. 1
23.710 Buoyancy for seaplanes and amphibians. 1

23.1500 Flightcrew interface. ··· 1
23.755 Occupant physical environment. ····· 1
23.755 Occupant physical environment. ····· 1

23.1500 Flightcrew interface. ··· 1
23.755 Occupant physical environment. ·····

23.755 Occupant physical environment. ····· 1
Means of Compliance.
23.1405 Flight in icing conditions. ····· 1
Means of Compliance.
23.755 Occupant physical environment. ····· 1
23.1500 Flightcrew interface. ··· 1
23.1500 Flightcrew interface. ··· 1
23.1500 Flightcrew interface. ··· 1

23.750 Means of egress and emergency exits. ····· 1
23.975 (예비) ····· 167
23.977 (예비) ····· 167
23.979 (예비) ····· 168

연료계통 부품

23.991 (예비) ····· 168
23.993 (예비) ····· 169
23.994 (예비) ····· 170
23.995 (예비) ····· 170
23.997 (예비) ····· 170
23.999 (예비) ····· 171
23.1000 동력장치 화재 보호 ····· 40
23.1001 (예비) ····· 172

윤활유계통

23.1011 (예비) ····· 173
23.1013 (예비) ····· 173
23.1015 (예비) ····· 175
23.1017 (예비) ····· 175
23.1019 (예비) ····· 176
23.1021 (예비) ····· 176
23.1023 (예비) ····· 177
23.1027 (예비) ····· 177

냉각

23.1041 (예비) ····· 177
23.1043 (예비) ····· 177
23.1045 (예비) ····· 178
23.1047 (예비) ····· 179

냉각액 계통

23.1061 (예비) ····· 179
23.1063 (예비) ····· 180

흡기계통

23.1091 (예비) ····· 181
23.1093 (예비) ····· 182
23.1095 (예비) ····· 183
23.1097 (예비) ····· 184
23.1099 (예비) ····· 184
23.1101 (예비) ····· 184
23.1103 (예비) ····· 184

23.955 연료 유량 ···· 159
23.957 상호 연결된 탱크간의 연료의 이동 ···· 161
23.959 사용불능 연료량 ···· 161
23.961 고온기상 상태에 있어서의 연료탱크 ···· 162
23.963 연료탱크 : 일반 ···· 162
23.965 연료탱크의 시험 ···· 162
23.967 연료탱크의 장착 ···· 164
23.969 연료탱크의 팽창 공간 ···· 165
23.971 연료탱크의 섬프 ···· 166
23.973 연료탱크의 연료 주입구 ···· 166
23.975 연료탱크 통기구와 기화기 통기구 ···· 167
23.977 연료탱크의 출구 ···· 167
23.979 가압연료 보급계통 ···· 168

연료계통 부품

23.991 연료펌프 ···· 168
23.993 연료계통의 배관 및 연결 ···· 169
23.994 연료계통 구성부품 ···· 170
23.995 연료밸브 및 조작 ···· 170
23.997 연료여과기 및 필터 ···· 170
23.999 연료계통의 배출구 ···· 171
23.1001 연료방출계통 ···· 172

윤활유계통

23.1011 일반 ···· 173

Means of Compliance.
23.515,23.600 Special factors of safety, Emergency landing conditions. ···· 1
23.600(e)Emergency landing conditions. ···· 1
23.755 Occupant physical environment. ···· 1
23.750 Means of egress and emergency exits. ···· 1
Means of Compliance.
23.750 Means of egress and emergency exits. ···· 1
Means of Compliance.
23.750 Means of egress and emergency exits. ···· 1
23.750 Means of egress and emergency exits. ···· 1
23.750 Means of egress and emergency exits. ···· 1
Means of Compliance.
23.750 Means of egress and emergency exits. ···· 1
23.750 Means of egress and emergency exits. ···· 1
23.755 Occupant physical environment. ···· 1
23.755 Occupant physical environment. ···· 1
Means of Compliance.
23.755 Occupant physical environment. ···· 1
23.800 Fire protection outside designated fire zones. ···· 1
Means of Compliance.
23.800 Fire protection outside designated fire zones. ···· 1
Means of Compliance.
23.800 Fire protection outside designated fire

23.1105 (예비) ···· 185
23.1107 (예비) ···· 186
23.1109 (예비) ···· 186
23.1111 (예비) ···· 186

배기계통

23.1121 (예비) ···· 186
23.1123 (예비) ···· 187
23.1125 (예비) ···· 188

동력장치 제어 및 보기

23.1141 (예비) ···· 188
23.1142 (예비) ···· 189
23.1143 (예비) ···· 189
23.1145 (예비) ···· 190
23.1147 (예비) ···· 190
23.1149 (예비) ···· 190
23.1153 (예비) ···· 191
23.1155 (예비) ···· 191
23.1157 (예비) ···· 191
23.1163 (예비) ···· 191
23.1165 (예비) ···· 192

동력장치 화재방지

23.1181 (예비) ···· 193
23.1182 (예비) ···· 193
23.1183 (예비) ···· 193
23.1189 (예비) ···· 194
23.1191 (예비) ···· 195
23.1192 (예비) ···· 196
23.1193 (예비) ···· 196
23.1195 (예비) ···· 197
23.1197 (예비) ···· 197
23.1199 (예비) ···· 198
23.1201 (예비) ···· 198
23.1203 (예비) ···· 198

Subpart F. 장비

일반

23.1301 (예비) ···· 199
23.1303 (예비) ···· 200
23.1305 (예비) ···· 201
23.1306 (예비) ···· 203

23.1013 윤활유 탱크 ····· 173
23.1015 윤활유 탱크의 시험 ····· 175
23.1017 윤활유 계통의 배관과 연결 ····· 175
23.1019 윤활유 여과기 및 필터 ····· 176
23.1021 윤활유 계통의 배출구 ····· 176
23.1023 윤활유 냉각기 ····· 177
23.1027 프로펠러 페더링 계통 ····· 177

냉각

23.1041 일반 ····· 177
23.1043 냉각시험 ··· 177
23.1045 터어빈 엔진을 장비한 냉각시험방법 ··· 178
23.1047 피스톤 엔진이 장비된 비행기의 냉각시험 방법 ····· 179

냉각액 계통

23.1061 장비 ····· 179
23.1063 냉각액 탱크의 시험 ····· 180

흡기계통

23.1091 공기흡입계통 ····· 181
23.1093 흡입시스템의 결빙방지 ····· 182
23.1095 기화기 방빙액의 유량 ····· 183
23.1097 기화기 방빙액의 용량 ····· 184
23.1099 기화기 방빙액 계통의 상세설계 ····· 184
23.1101 흡입공기 예열장치의 설계 ····· 184
23.1103 흡기계통의 도

zones. ····· 1
23.800 Fire protection outside designated fire zones. ····· 1
23.800 Fire protection outside designated fire zones. ····· 1
23.800 Fire protection outside designated fire zones. ····· 1
23.800 Fire protection outside designated fire zones. ····· 1
23.800 Fire protection outside designated fire zones. ····· 1

Means of Compliance.
23.800 Fire protection outside designated fire zones. ····· 1

Means of Compliance.
23.805 Fire protection in designated fire zones. ····· 1
23.810 Lightning protection of structure. ····· 1
23.1320 Electrical and electronic system lightning protection. ····· 1
Means of Compliance.

Subpart E—Powerplant

23.900(c) Powerplant Installation. ····· 1
23.900(b)
23.900(b)
23.900(b) Note: In addition to 900(b) these rules are covered under Part 33.63, 76, 77 and 78. ····· 1

23.900(c)
23.900(b) Powerplant protection. ····· 1
23.910and23.920 Powerplant installation hazard assessment; Reversing

23.1307 (예비) ····· 204
23.1308 (예비) ····· 204
23.1309 (예비) ····· 205
23.1310 (예비) ····· 206

계기 장착

23.1300 항공기 수준 계통 요건 ····· 40
23.1305 기능과 장착 ····· 40
23.1310 비행, 항행과 동력장치 계기 ····· 40
23.1311 (예비) ····· 206
23.1315 장비, 계통과 장착 ····· 40
23.1320 전기적과 전자적 계통 낙뢰 보호 ····· 40
23.1321 (예비) ····· 208
23.1322 (예비) ····· 209
23.1323 (예비) ····· 209
23.1325 고강도 전자기 발산 영역(HIRF) 보호 ····· 40
23.1326 (예비) ····· 212
23.1327 (예비) ····· 212
23.1329 (예비) ····· 212
23.1330 계통 전력 생산, 저장과 분배 ····· 40
23.1331 (예비) ····· 214
23.1335 외부와 조종실 조명 ····· 40
23.1337 (예비) ····· 214

전기계통 및 그 장비

23.1351 (예비) ····· 216
23.1353 (예비) ····· 219
23.1357 (예비) ····· 220
23.1359 (예비) ····· 221
23.1361 (예비) ····· 221
23.1365 (예비) ····· 222
23.1367 (예비) ····· 222

등화

23.1381 (예비) ····· 222
23.1383 (예비) ····· 223
23.1385 (예비) ····· 223

관 ····· 184
23.1105 흡기계통의 스크린 ····· 185
23.1107 흡기계통의 필터 ····· 186
23.1109 터보과급기 추출 공기 계통(Turbocharger bleed air system) ····· 186
23.1111 터어빈 엔진 공기유출계통 ····· 186

배기계통

23.1121 일반 ····· 186
23.1123 배기계통 ··· 187
23.1125 배기 열교환기 ····· 188

동력장치 제어 및 보기

23.1141 동력장치의 조작장치 : 일반 ····· 188
23.1142 보조동력장치의 조작장치 ····· 189
23.1143 엔진 조작장치 ····· 189
23.1145 점화스위치 190
23.1147 혼합기 조작계통 ····· 190
23.1149 프로펠러 회전속도 및 피치조작장치 · 190
23.1153 프로펠러 페더링 조작장치 ····· 191

systems. ····· 1
23.405(d) Structural durability. ····· 1
23.925 Powerplant operational characteristics. · 1
23.915 Automatic power control systems. ····· 1
23.910(a)Powerplant installation hazard assessment. ····· 1
Note: Intent covered under part 35. ····· 1
23.905 Propeller installation. ·· 1
23.940 Powerplant ice protection. ····· 1
23.905 Propeller installation. ·· 1
23.910 Powerplant installation hazard assessment. ····· 1
Note: Intent covered under part 35. ····· 1

23.900 Powerplant Installation. ····· 1
23.910 Powerplant installation hazard assessment. ····· 1
23.905(c)installation. ····· 1
23.940 Powerplant ice protection. ····· 1
23.920 Reversing systems. 1
23.920 Reversing systems. 1
23.920 Note: In addition to § 23.920, this rule is covered under § 33.97. ····· 1

····· 1

23.1387 (예비) ····· 223
23.1389 (예비) ····· 224
23.1391 (예비) ····· 225
23.1393 (예비) ····· 225
23.1395 (예비) ····· 226
23.1397 (예비) ····· 226
23.1399 (예비) ····· 226
23.1400 안전 장비 ····· 40
23.1401 (예비) ····· 227
23.1405 결빙 상태에서 비행 ····· 40
23.1410 여압 계통 요소 40

안전장비

23.1411 (예비) ····· 229
23.1415 (예비) ····· 229
23.1416 (예비) ····· 229
23.1419 (예비) ····· 229

기타 장비품

23.1431 (예비) ····· 231
23.1435 (예비) ····· 231
23.1437 (예비) ····· 232
23.1438 (예비) ····· 232
23.1441 (예비) ····· 233
23.1443 (예비) ····· 233
23.1445 (예비) ····· 235
23.1447 (예비) ····· 235
23.1449 (예비) ····· 237
23.1450 (예비) ····· 237
23.1451 (예비) ····· 237
23.1453 (예비) ····· 238
23.1457 조종실 음성기록장치 ····· 238
23.1459 비행기록장치 · 241
23.1461 (예비) ····· 243

○ PART23 개정방안과 우리나라 항공기 안전 기술기준(KAS 기준) 번역 비교

- 국내 항공기 인증전문기관인 항공안전기술원에서는 NPRM (Notice of proposed rulemaking)을 포함한 개정방안을 우리나라 항공기 안전 기술기준(KAS 기준)의

PART23과 비교하면서 번역을 수행하고 있음

- 본 연구에서는 번역본(안)을 입수하여 분석을 수행하였음
- 아래 표는 이 번역본 중 일부인 Subpart B Flight 부분 중 본 과제와 밀접한 관련이 있는 23.100 중량과 무게 중심, 23.105 성능 데이터, 23.110 실속, 23.115 이륙 성능, 23.120 상승 요건, 23.125 상승 정보, 23.130 착륙 부분을 정리함
- 이 부분은 개정안에 새롭게 추가된 부분임

표 9 PART23 개정안의 추가사항

PART 23 한글	개정안 PART23 영문	개정안 PART23 번역문
23.100 없음.	**§ 23.100 Weight and center of gravity.** (a) The applicant must determine weights and centers of gravity that provide limits for the safe operation of the airplane. (b) The applicant must show compliance with each requirement of this subpart at each combination of weight and center of gravity within the airplane's range of loading conditions using tolerances acceptable to the Administrator. (c) The condition of the airplane at the time of determining its empty weight and center of gravity must be well defined and easily repeatable.	**23.100 중량과 무게 중심** (a) 신청자는 비행기의 안전 운항을 위한 한계를 제공하는 중량과 무게 중심을 결정해야 한다. (b) 신청자는 국토교통부장관에게 수락 가능한 허용 오차를 사용하여 비행기의 하중 조건의 범위 안에서 이 Subpart의 각 요건에 적합함을 각 중량과 무게 중심의 조합에서 보여주어야 한다. (c) 공허중량과 무게 중심을 결정하는 시점의 비행기 상태는 잘 정의되고 쉽게 반복될 수 있어야 한다.
23.105 없음.	**§ 23.105 Performance data.** (a) Unless otherwise prescribed, an airplane must meet the performance requirements of this subpart in— (1) Still air and standard atmospheric conditions at sea level for all airplanes and (2) Ambient atmospheric	**23.105 성능 데이터** (a) 달리 규정 하지 않는다면 비행기는 다음에서 이 Subpart의 성능 요건을 충족하여야 한다. (1) 모든 비행기를 위해 정체 공기와 해수면에서 표준 대기 상태 (2) 다음을 위한 운항 영역 내에서 주변 대기 상태 (i) 수준 1 고속과 수준 2 고

	conditions within the operating envelope for— (i) Level 1 high-speed and level 2 high-speed airplanes; and (ii) Levels 3 and 4 airplanes. (b) Unless otherwise prescribed, the applicant must develop the performance data required by this subpart for the following conditions: (1) Airport altitudes from sea level to 10,000 feet (3,048 meters); and (2) Temperatures from standard to 30° Celsius above standard or the maximum ambient atmospheric temperature at which compliance with propulsion cooling requirements in climb is shown, if lower. (c) The procedures used for determining takeoff and landing distances must be executable consistently by pilots of average skill in atmospheric conditions expected to be encountered in service. (d) Performance data determined in accordance with paragraph (b) of this section must account for losses due to atmospheric conditions, cooling needs, and other demands on power sources.	속 비행기 (ii) 수준 3과 4 비행기 (b) 달리 규정 하지 않는다면 신청자는 다음의 상태에서 이 Subpart에 의해 요구되는 성능 자료를 개발하여야 한다. (1) 해수면부터 3,048미터(10,000피트)공항 고도까지의 공항 고도 (2) 표준부터 표준 위로 섭씨 30° 또는 상승 중 추진 냉각 요건에 대한 적합성이 입증되는 최대 대기압 온도 중 낮은 온도까지 (c) 이륙과 착륙 거리를 결정하기 위한 절차는 서비스 중 직면하는 것이 예측되는 대기 상태에서 평균 기술이 있는 조종사에 의해 지속적으로 실행되어야 한다. (d) 이 절의 제(b)항에 따른 성능 데이터는 대기 상태, 냉각 필요성과 출력원에 대한 기타 요구에 기인한 손실을 고려해야 한다.
23.110 없음.	§ 23.110 Stall speed. The applicant must determine the airplane stall	23.110 실속 신청자는 비행기 실속 또는 이륙, 상승, 순항, 하강, 접근 및

	speed or the minimum steady flight speed for each flight configuration used in normal operations, including takeoff, climb, cruise, descent, approach, and landing. Each determination must account for the most adverse conditions for each flight configuration with power set at idle or zero thrust.	착륙을 포함하여 정상 운항에 사용되는 각 비행 형상을 위한 최소 정상 비행 속도를 결정해야 한다. 각 결정은 공전 또는 제로 추력에 출력 설정된 각 비행형상을 위한 가장 불리한 상태를 고려해야 한다.
23.115 없음.	§ 23.115 Takeoff performance. (a) The applicant must determine airplane takeoff performance accounting for— (1) Stall speed safety margins; (2) Minimum control speeds; and (3) Climb gradients. (b) For all airplanes, takeoff performance includes the determination of ground roll and initial climb distance to 50 feet (15 meters) above the takeoff surface. (c) For levels 1, 2, and 3 high-speed multiengine airplanes, multiengine airplanes with a maximum takeoff weight greater than 12,500 pounds and level 4 multiengine airplanes, takeoff performance includes a determination the following distances after a sudden critical loss of thrust: (1) Accelerate-stop; (2) Ground roll and initial climb to 50 feet (15 meters)	23.115 이륙 성능 (a) 신청자는 다음을 고려한 비행기 이륙 성능을 결정해야 한다. (1) 실속 안전율 (2) 최소 조정 속도 (3) 상승 구배 (b) 모든 비행기의 경우 이륙 성능은 지상활주와 이륙표면으로부터 15미터(50피트)까지 초기 상승 거리를 포함한다. (c) 수준 1, 2 와 3 고속 다발 비행기, 최대 이륙 중량이 5,670 Kg(12,500lbs)를 초과하는 다발 비행기와 수준 4 다발 비행기의 경우 이륙 성능은 갑작스런 추력의 중대한 손실 후에 다음 거리 결정을 포함한다. (1) 가속 정지 (2) 지상활주와 이륙표면으로부터 15미터(50피트)까지 초기 상승 (3) 순 이륙 비행 경로

	above the takeoff surface; and (3) Net takeoff flight path.	
23.120 없음.	§ 23.120 Climb requirements. The applicant must demonstrate the following minimum climb performance out of ground effect: (a) With all engines operating and in the initial climb configuration— (1) For levels 1 and 2 low speed airplanes, a climb gradient at sea level of 8.3 percent for landplanes and 6.7 percent for seaplanes and amphibians; and (2) For levels 1 and 2 high-speed airplanes and all level 3 airplanes, a climb gradient at takeoff of 4 percent. (b) After a critical loss of thrust on multiengine airplanes— (1) For levels 1and 2 low-speed airplanes that do not meet single engine crashworthiness requirements, a 1.5 percent climb gradient at a pressure altitude of 5,000 feet (1,524 meters) in the cruise configuration; (2) For levels 1 and 2 high-speed airplanes, and level 3 low-speed airplanes, a 1 percent climb gradient at 400 feet (122 meters) above the takeoff surface with the landing gear retracted and flaps in the takeoff configuration;	23.120 상승 요건 신청자는 지면효과를 벗어난 다음의 최소 상승 성능을 시연해야 한다. (a) 모든 엔진이 작동하고 최기 상승 형상에서 (1) 수준 1과 2 저속 비행기의 경우 육상비행기는 해수면에서 8.3% 및 해상비행기 또는 수륙양용비행기는 해수면에서 6.7% 상승 구배 (2) 수준 1과 2 고속 비행기와 모든 수준 3 비행기의 경우 이륙에서 4% 상승 구배 (b) 다발 비행기의 임계 추력 손실 후 (1) 단발 충돌에너지 흡수 요건을 충족하지 못하는 수준 1과 2 저속 비행기의 경우 순항 형상으로 압력고도 1,524미터(5,000피트)에서 1.5% 상승 구배 (2) 수준 1, 2와 3 저속 비행기의 경우 착륙장치는 접고 플랩은 이륙 형상을 가지고 이륙표면으로부터 122미터(400피트)에서 1% 상승 구배 (3) 수준 3 고속 비행기와 모든 수준 4 비행기의 경우 착륙장치는 접고 플랩이 접근 형상을 가지고 이륙표면에서 122미터(400피트)에서 2% 상승 구배 (4) 수준 1과 2 저속 비행기의 경우 해수면에서 (5) 모든 다른 비행기의 경우 착륙표면에서 (c) 보오크 착륙의 경우 다음을 가지고 3%의 상승 구배 (1) 각 엔진 이륙 출력

	(3) For level 3 high-speed airplanes and all level 4 airplanes, a 2 percent climb gradient at 400 feet (122 meters) above the takeoff surface with the landing gear retracted and flaps in the approach configuration; (4) At sea level for level 1 and level 2 low-speed airplanes; and (5) At the landing surface for all other airplanes. (c) For a balked landing, a climb gradient of 3 percent with— (1) Takeoff power on each engine; (2) Landing gear extended; and (3) Flaps in the landing configuration.	(2) 착륙장치는 편 상태 (3) 플랩은 착륙 형상
23.125 없음.	§ 23.125 Climb information. (a) The applicant must determine climb performance— (1) For all single engine airplanes; (2) For level 3 multiengine airplanes, following a critical loss of thrust on takeoff in the initial climb configuration; and (3) For all multiengine airplanes, during the enroute phase of flight with all engines operating and after a critical loss of thrust in the cruise configuration. (b) For single engine airplanes, the applicant must determine the glide	**23.125 상승 정보** (a) 신청자는 다음의 경우 상승 성능을 결정해야 한다. (1) 모든 단발 비행기의 경우 (2) 수준 3 다발 비행기의 경우 초기 상승 형상으로 이륙 중 임계 추력 손실이 있는 이후에 (3) 모든 다발 비행기의 경우 모든 엔진이 작동하는 항로 비행단계 동안과 순항 형상에서 임계 추력 손실이 있은 후 (b) 단발 비행기의 경우 신청자는 완전한 추력 손실 후 비행기의 활공 성능을 결정하여야 한다.

	performance of the airplane after a complete loss of thrust.	
23.130 없음.	§ 23.130 Landing. The applicant must determine the following, for standard temperatures at each weight and altitude within the operational limits for landing: (a) The distance, starting from a height of 50 feet (15 meters) above the landing surface, required to land and come to a stop, or for water operations, reach a speed of 3 knots. (b) The approach and landing speeds, configurations, and procedures, which allow a pilot of average skill to meet the landing distance consistently and without causing damage or injury.	23.130 착륙 착륙을 위한 운항한계 내의 각각의 중량과 고도에서 표준 온도의 경우 신청자는 다음을 결정하여야 한다. (a) 착륙표면 위로 15미터(50피트) 높이에서 시작하여 착륙하고 정지하는 또는 수상 운항의 경우 3 노트 속도에 도달하는 거리 (b) 평균 기술을 가진 조종사가 착륙 거리를 지속적으로 손상이나 부상을 일으키지 않도록 허용하는 접근과 착륙 속도, 형상 및 절차

○ PART23 개정안과 현재의 상호 비교표

- PART23 개정 공고 문서 “Revision_Airworthiness_Standards_Normal_Utility_Acrobatic_Commuter_Airplanes_NPRM.pdf”의 Appendix 1 to the Preamble－Current to Proposed Regulations Cross-Reference Table에 기존의 FAR PART23과 개정안을 서로 비교할 수 있는 상호 비교표가 있음
- 양이 많아 본 보고서에서는 앞 부분만 아래의 표에 표시함

표 10 FAR PART 23 개정안과 현재의 상호비교표

Current Section	Title	Proposed Section	Proposed Title
Subpart A-General			
23.1	Applicability	23.1	Applicability
23.2	Special retroactive	--	--Deleted--
23.3	Airplane categories	23.5	Certification of normal category airplanes

--	--	23.10	Accepted means of compliance
Subpart B-Flight			
23.21	Proof of compliance	23.100	Weight and center of gravity
23.23	Load distribution limits	23.100	Weight and center of gravity
23.25	Weight limits	23.100	Weight and center of gravity
23.29	Empty weight and corresponding center of gravity	23.100	Weight and center of gravity

○ 적합성 검증방법

- PAV 설계 검증을 위한 적합성 검증방법이 새로운 개정안에 아래표와 같이 간단한 내용으로 추가되었음

표 11 PART23의 PAV 설계 검증 개정안

PART 23 한글	개정안 PART23 영문	개정안 PART23 번역문
23.10 없음.	**§ 23.10 Accepted means of compliance.** (a) An applicant must show the FAA how it will demonstrate compliance with this part using a means of compliance, which may include consensus standards, accepted by the Administrator. (b) A person requesting acceptance of a means of compliance must provide the means of compliance to the FAA in a form and manner specified by the Administrator.	**2§ 23.10 수락된 적합성 입증 방법** (a) 신청자는 어떻게 협의 표준을 포함하여 국토교통부장관에 의해 수락된 적합성 입증 방법을 사용하여 이 규칙에 적합함을 입증할 것인가를 국토교통부에게 보여주어야 한다. (b) 적합성 입증 방법의 수락을 요청하는 사람은 국토교통부장관에 의해 규정된 양식과 방법으로 국토교통부장관에게 적합성 인증 방법을 제공하여야 한다.

- 개정안에 자세한 적합성 검증방법이 명시되지 않았으므로 기존의 적합성 검증방법을 그대로 사용하는 것이 적절하다고 판단됨
- 형식인증을 위한 감항인증기준별 적합성 검증방법(MOC, Means of Compliance)은 항공기 설계가 형식인증을 위한 사업별·기종별 감항인증기준을 충족하는지 확인하기 위해 체계, 부체계 및 구성품별 수준에서 검증하는 방법을 의미하며, 검증방법은 해석, 시험, 검사, 모의 등 총 10개로 분류함

표 12. 적합성 검증방법(MOC) 분류기준

번호	검증방법	설명	기준 자료
0	정의	단순 정의 또는	적합성 설명/가정/정의(Statement

	및 일반사항	일반적인 요구사항 (검증 불필요)	etc.) - 적합성 정의, 요구사항 제시 - 시스템정의, 일반적 설계 기준 - 형식설계 일반문서
1	문서 검사	설계도면과 같은 문서를 검사하거나 유사성 자료를 근거로 검증	기술문서(Descriptive Documents) - 도면, 설계검토 - 기술문서/규격서/발간서 - 재료 및 공정, BoM(bill of meterials) - Standards and Norms, Similarity
2	해석	하중, 응력, 성능, 전기부하 등에 대해 이론적 또는 수치적 해석을 통해 검증	계산/해석(Calculation/Analysis) - 해석(Loads, Stress, Performance 등) - 이론적 확인, 기능분석 - 전기적 부하 해석 - 중량 및 C.G.
3	RM&S 분석	신뢰성, 정비성, 안전성과 관련하여 분석에 의한 검증	신뢰성, 정비성, 안전성 평가 (Reliability, MainTainability & Safety Assessment)
4	Lab/ Bench 시험	계통차원에서 Rig 또는 별도 시험설비를 활용한 시험을 통해 검증	Laboratory/Bench Test - 시험 보고서, Bench Test 보고서 - 풍동시험 보고서
5	지상시험	항공기 차원의 지상시험을 통해 검증	항공기 지상시험 (Ground Test on Aircraft) - 지상시험 보고서
6	비행시험	항공기 차원의 비행 시험을 통해 검증	항공기 비행시험(Flight Test) - 비행시험 보고서
7	항공기 검사 및 시범	항공기에서 수행되는 각종 비 계측 검사 또는 항공기나 Mock-up에서의 시범을 통해 검증	항공기 검토/데모(Review/Demo. on Aircraft) - 검토(Static Demo) - 정비성 데모, 목업 데모 - 항공기 및 시스템 검사
8	모의	시뮬레이션을 통하여 검증	Simulation on Bench - 시뮬레이션 데모(Dynamic) - 비행시험 시뮬레이터
9	구성품 인증	구성품 차원의 각종 인증 결과를 활용하여 검증	구성품 인증(Equipment Qualification) - 설계 및 성능 자료, Software 인증 - TSO(Technical Standard Order) - Specified Aeonautical Equipment - 구성품 검사 및 시험
N/A	해당품	검증 대상이 아님	

1-2-① 고객 요구도를 공학적인 요구조건으로 전환

○ PAV 설계 문제 정의(Problem Definition)

- 최고의 노면주행 항공기의 개념설계는 문제의 정의에서 시작됨. 문제의 정의의 가장 첫 번

째 단계에서는 시장분석을 통하여 잠재적 고객이 어떤 PAV를 필요로 하는지를 파악한 뒤, 고객의 요구도를 순항속도, 항속거리, 이착륙 거리, 최대순항속도, 최대적재중량 등 공학적인 요구조건들로 전환함. 또한 공학적인 요구조건들에 따라 연구개발 될 PAV가 속할 인증기준의 범주가 정해짐. 인증기준의 범주가 정해지면 각종 설계제약조건이 결정됨

- 주행모드(ground mode)에서 일반 차량과 도로를 동시에 이용하는 상황을 고객 요구도로 반영하고 이를 공학적인 설계 요구조건으로 전환함
- 또한 이 단계에서는 주로 PAV 성능과 관련된 공학적인 요구조건과 설계제약조건과는 별도로 개념도출 단계에서 나오게 되는 여러 설계 대안들을 평가하기 위한 평가 기준을 정함. 평가기준에는 개발 비용, PAV 생산 단가, 기술개발 위험도, 인증관련 위험도 등이 포함될 수 있음
- 문제 정의 단계에서 또 다른 중요한 과제는 미래 개념을 포괄하는 잠재적인 기술정의와 주어진 문제와 관련된 기존의 항공기 개념설계를 폭넓게 검토하는 것임. 즉, PAV가 시장에 진입할 시점(예 2030)에 사용이 가능한 새로운 기술들을 파악하여 미래에 통합하여 사용할 수 있는 가능성이 있는 기술들을 검토하고 현존하는 PAV를 조사하기 위해 많은 참고문헌을 검토함

○ 고객 요구도 분석(Customer Requirement Analysis)

- NASA는 5회 Centennial Challenge PAV 대회에서 아래 표와 같이 PAV에 대한 개념을 정의하였고 이 정의가 기본적인 고객 요구도라 할 수 있음. 여기서 자동차 운전면허로 운전할 수 있는 항공기라는 점이 가장 특징적이라고 할 수 있음

표 13 NASA의 PAV 정의 및 고객 요구도

구 분	PAV 요구조건
좌석수	5인승 이하
순항속도	240~320km/h
쾌적성	조용(Quite)하고 안락(comfortable)함
신뢰성	고장률이 적어야 함
조종성	자동차 운전면허증으로 누구나 조종이 간편해야 함
운행모드	자동차 모드 또는/그리고 비행모드로 운행할 수 있어야 함
전천후 비행	합성영상시스템(Synthetic Vision System) 운행 및 전천후 비행능력 보유
사용연료	고연비(대체 연료사용 가능)
항속거리	1,300km
공항이용	대형 공항 보다는 사업 또는 거주하는 작은 지역공항을 이용하는 door-to-door 교통 해법

자료 : Wikipedia-the free encyclopedia, Personal Air vehicle

- 우리나라의 노면을 활용할 수 있는 크기 및 제원을 미국 terrafugia사의 transition과 마찬가지로 18ft 9in x 7ft 6in x 6ft 8in(LxWxH)를 최대 크기로 설계요구조건을 정할 예정이나 국내 여건을 감안하여 더 작은 크기에 대한 고객 요구도 반영하여 PAV 크기 축소 설계도 병행하여 진행함. 크기 축소는 가로세로비(Aspect Ratio) 축소로 이어져 양항비(Lift to Drag Ratio) 감소와 항력 증가로 이어져 연료소모율 증가, 항속거리 축소로 이어짐. 따라

서 이러한 크기 축소와 성능 감소 사이의 비교분석(Trade Study)이 필요함

- 미국의 소형공항 10,000개와 달리 소형공항이나 활주로가 부족한 우리나라에서 활용 가능성을 높이기 위하여 고속도로나 일반도로의 추가적인 이착륙 활주로 확보방안 제시 예정

- Li et al[4]의 연구에서 PAV의 공학적인 요구사항 및 목표치를 아래 표와 같이 제시하였으며 신뢰성, 지상주행시간 및 조종 훈련시간을 제안하였음

표 14 PAV 공학적인 요구조건

공학적 요구조건	기준	목표치
속도	순항 속도	100~250 kts
소음	비행 소음(dB)	<79
운행 시간	총 운행 시간(hr)	<3.5
이륙 거리	50' 장애물 통과거리 기준(ft)	VTOL<100ft, ESTOL <250ft, STOL<1,000ft, CTOL<3,000ft
안전	사고율 : 백만 비행시간 당 치명적 사고율	<5
신뢰성 (Reliability)	고장 사이의 평균시간(MTBF : Mean Time Between Failure (hr))	>80
정비성(Maintain ability)	정비 사이의 평균시간(MTTR : Mean Time to Repair(hr))	>50
운전 편의성(Ease to Operation)	교육 시간 요구조건(TTR : Training Time Requirements(hr))	<20
기동성(Mobility)	이륙전 총시간(TTBT : Total Time Before Takeoff(hr))	<0.3

자료 : Y. Li, D. DeLaurentis, and D. Mavris, Advanced rotorcraft concept development and selection using a probabilistic methodology, AIAA 2003-6759, 2003.

- 아래 첫째 그림은 PAV 개념설계 절차를 나타내는 그림이고 둘째 그림은 PAV 설계 단계별 필요한 업무와 그에 따른 산출물을 나타냄

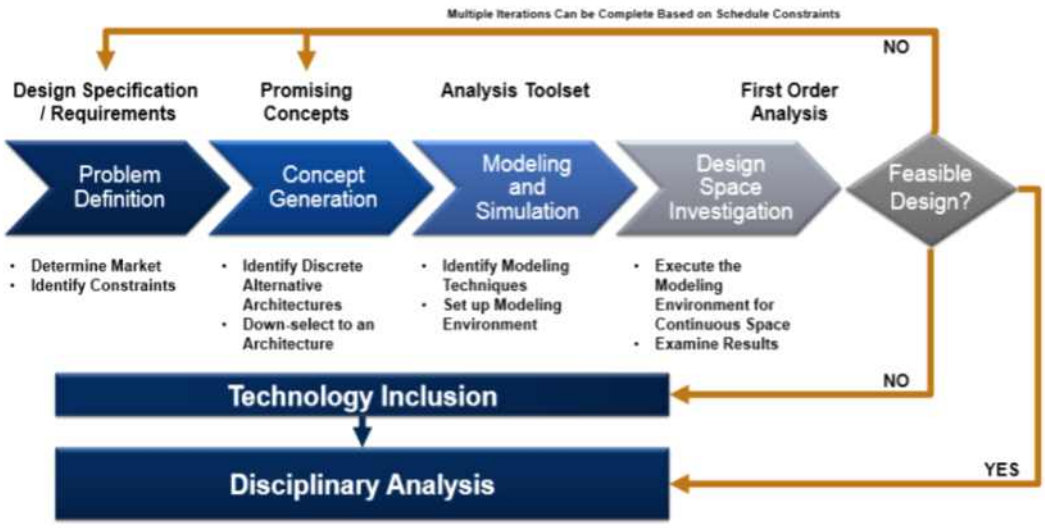


그림 39. PAV 개념설계 과정

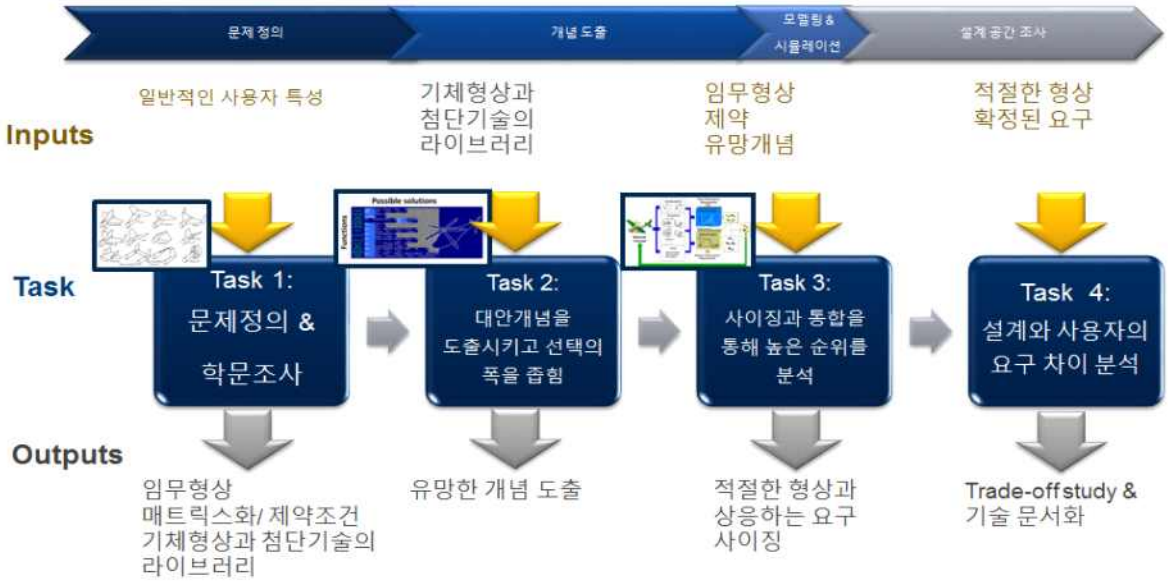


그림 40. PAV 설계 단계별 업무와 산출물

○ PAV 개발에 필요한 기술 항목 분석

- 아래 표에는 지금까지 개념적으로만 제시된 PAV, 현재 형상 개발을 완료하고 비행시험을 수행중인 PAV들에 적용된 기술들을 분야별로 정리함[2].

표 15 제시된 PAV에 적용된 기술 및 개선점, 추가 확보 기술[2]

분 야	현황 및 개선 항목	필요한 기술 항목
추진	- 동력분야[자동차용 엔진, 피스톤, rotary, turbofan, turboshaft, pulsed ejector thrust argumentor] - 추력분야[ducted fan, rotor, propeller]	- 동력 및 추력계통 소음 저감 - 엔진효율 증진 및 저 공해 - 추력계통 성능 향상
구조	- 구조물 신뢰성 및 중량 절감 - 구조물 결합 보강 - 충격에 취약한 구조	- 저가 복합재 소재 개발[알루미늄] - 중량 절감을 위한 최적설계 - 복합재 성형 및 내추락 설계 - 간략화된 제작 개념
공력	- 부족한 양력면 - Blunt body 형상 - 유동 박리 및 간섭 - 짧은 이착륙 거리	- Body 형상을 활용한 양력생성 및 항력저감 기술 - 양력면 효율증진 및 유동장 제어 - 동체가 일으키는 소음저감 및 저속 공력특성 향상
제어	- 추력 제어 - 조종성 향상	- 강건(Robust) 제어 법칙(flight envelope) - Fail-safe 제어 기계장치 및 시스템 단순화
동력전달	- rotor+ducted fan - propeller+rotor - wheel+ducted fan - ducted fan 조합	- 정확한 동력 전달 방법 - 신뢰성, 내구성, 편리하고 저렴한 유지/보수 개념의 동력전달
기타	- 신뢰성 있는 세부계통(subsystem)	- Dual mode 시 적합한 시스템 및 배

	- 전천후 비행(Icing, 강우 조건) - 내추락성(연료, 좌석, 화재) - 센서류(ice detector, 대기자료)	치 - 양력면, 공기 흡입구의 방빙 - 내추락성을 반영한 연료계통 및 안정성 증진 방안 - 비행체 외부요인을 실시간 전달하는 FMS(Flight Management system) - 개인 오락 시스템 - 안락한 객실 환경

- PAV 개념에 적용된 추진계통을 주거지역 혹은 도심주변 활주로에서 사용하려면, 관련 법규에서 제안하는 소음 기준보다 적은 소음을 생성해야 하고, 지속적으로 강화되고 있는 배기가스 기준을 만족해야 함. 엔진 자체의 소음을 감소시키기 위해서는 내부 연소기관이 아닌 fuel cell, 배터리, 수소전지를 사용해야 함. propeller와 ducted fan용 블레이드는 기존 추력 생성 장치보다 소음이 적으면서도 고효율을 생성할 수 있어야 함

- 공기역학 분야에서는 single 혹은 dual mode 운항에 필요한 양력을 생성하기 위한 양력면을 충분히 확보할 수 없고[telescopic과 folding wing], 동체의 단면적이 넓고[특히 dual mode], 각종 조종면들이 지역적으로 집중되어 있어 한쪽 조종면을 지난 교란된 유동으로 항력이 증가하고 유동박리로 인한 조종면 성능이 매우 떨어짐

- PAV는 기존 항공기보다 매우 짧은 활주로를 이용해야 하므로, blunt 동체도 양력을 생성하는데 활용할 수 있도록 연구가 필요함. 이를 위해서는 최적 설계기술개발(공기역학과 소음을 연계한 설계/해석)이 필요함. 저속에서 높은 효율을 확보하기 위해서는 조종면들에서 생기는 유동박리 제어뿐만 아니라, 추력 장치의 thrust vectoring 방법과 연계한 설계 기술도 확보해야 함

- PAV가 대중화가 되면 공중에 고속도로와 같은 개념으로 운용이 되는데, 경량 항공기들은 선행하는 항공기들에 의해서 발생하는 와류에 의해서 비행 안정성에 영향을 받을 수 있으며, PAV들 간에 적정 거리를 유지할 수 있도록 separation assurance 시스템을 장착해야 함

- PAV는 조종사의 건강상태를 수시로 감지하는 시스템을 내장하여, 조종사의 신체 상태가 기준치에 벗어나면 비행 중에도 강제로 자동 착륙하는 기능을 보유해야 함

- PAV를 dual 모드로 개발할 경우에는 자동차용으로 사용할 때의 운전에 사용하는 steering wheel, 가속페달, 브레이크 페달, cruise control 등을 항공기 조종에서도 동시에 사용할 수 있도록 해야 함. 예로 가속페달은 엔진의 출력을 높이고, 브레이크 페달은 출력을 낮추고, 상하 및 좌우로 자세를 바꾸기 위해서는 steering wheel을 사용하도록 함

- 만일 자동차와 항공기 모드에 별도의 조종 장치를 부착할 경우, 조종석의 공간이 넓어져야 하고(전면 노출면적 증가에 의한 항력 및 중량 증가, 엔진크기와 연료소모량 증가 등), 또한 비상 시에 조종사들은 당황하여 부적절한 조종 input을 줄 가능성이 매우 높음. 따라서 dual 모드 PAV의 조종간은 자동차 운전에 사용하는 조종 장치와 가능한 동일하게 해야 함

- 또한 내장되는 각종 시스템과 PAV 제어에 사용되는 관련 S/W도 최신 기준을 만족하면서 인증 당국으로부터 신뢰성을 승인 받아야 함

- 운용비에 큰 영향을 미치는 연료비를 좌우하는 중요한 요소는 PAV 공력특성을 나타내는 양항비와 엔진의 성능을 나타내는 엔진 추력대비 엔진 무게비 임

- 양항비를 증가시키기 위해서는 항력을 줄이거나 양력을 증가시켜야 함. 이를 위해서는 주익의 특성을 향상시키기 위한 유동장 제어기술을 적용한 주익을 필요로 하고, 항력을 줄이기 위해서는 비행모드에서 돌출물을 동체 안으로 넣는 개념, 기체에서 떨어져 나가는 유동 박리 최소화 및 간섭을 피하도록 해야 함

표 16 PAV 개발을 위한 핵심기술 요약[2]

분 야	선정한 핵심 기술
공력/형상	-유동제어, 유도항력 저감, 고양력장치 기술 -형상(동체포함)설계 기술 및 해석 기법 -기체 소음원 측정 기술 및 소음 저감 기술 -결빙 예측 및 영향성 해석 기술
구조	-고성능/저비용 복합재 기술 -내추락성 기술 및 구조물 상태 감시 기술 -형상변경 구조 기술 및 MDO 기반 구조 설계 및 해석
추진	-저소음/고추력 팬 -차세대 동력기관(연료전지, 이차전지) -하이브리드 동력계통 -추진기관 고장 진단 및 제어
로터	-고성능 저소음 블레이드(능동제어 포함) 설계 기술 -경량화된 첨단 허브 시스템 기술 -가변 회전수 로터 제어 기술
제어	-제어기 설계 기술(비행영역 보호, 충돌회피, 비상착륙 유도 등) -비행조종 시스템 기술(고장진단 및 격리, HUM adaptive stick 등) -S/W 기술(S/W 인증, Automatic coding 등)
전자	-안정성 증대를 위한 전자 기술 -저가/고신뢰성 전자 기기
관제	-성능기반(PBN) 비행을 위한 기술과 장비개발 -고정밀, 고밀집 비행용 지상 인프라 구축 -조종사를 위한 첨단센서 장비 -정보처리, 의사결정을 위한 Network 및 관련 S/W

○ PAV에 사용되는 날개 접이 메카니즘(Folding Mechanism)

- 현재까지 개발된 주익 수납 메커니즘은 F4U Corsair, F6F Hellcat, E-2 Hawkeye와 같이 함재기의 역할을 수행하기 위해 개발되었으며, 최근 Dual-mode PAV개발에 있어 다양한 방법들이 시도 되고 있음. 충남대 CNUPAV-01 의 경우 2단 접이식 날개로 수납 메커니즘을 결정하였으며, 현재 개발된 Transition도 2단 접이식 방법을 적용하고 있음.

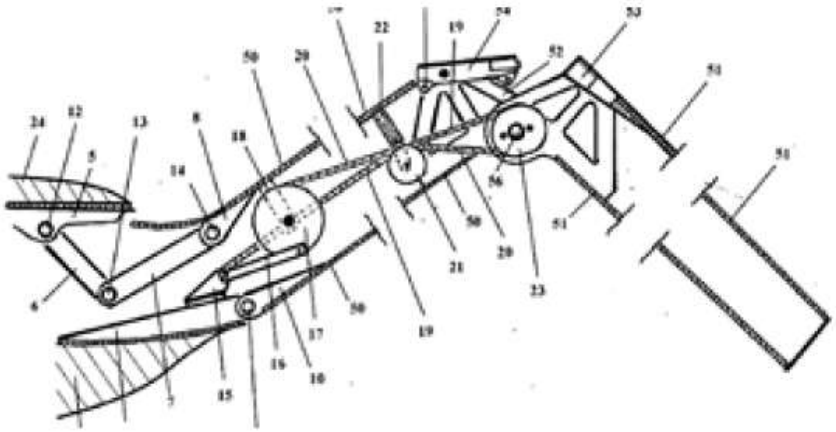


그림 41. Transition의 접이구조[13]

- 2단 접이식 날개를 구현하는 데 있어 가장 큰 위험요소는 구조적 안정성임. 충남대 CNUPAV-01 의 경우 축소기라는 특성상 작동기의 힘과 무게에 제한이 있어 주익 고정을 위한 추가적 고정장치가 요구됨. 따라서 아래 그림과 같이 1단 주익 부분 하단부에 잠금장치를 이용하여 동체와 고정시켰으며, 2단 주익의 고정을 위하여 지지대를 장착함[13]



그림 42. CNUPAV-01의 접이구조[13]

Empty weight		11kg
Max takeoff weight		15kg
Max Thrust		5.8kgf
Wing Area		0.848m^2
Wingspan		2.120m
Canard Area		0.225m^2
Horizontal tail Area		0.075m^2
Vertical tail Area		0.152m^2
Length		1.540m
Width	Flight	2.120m
	Driving	0.900m
Height	Flight	0.405m
	Driving	0.600m

그림 43. CNUPAV-01의 성능표[13]

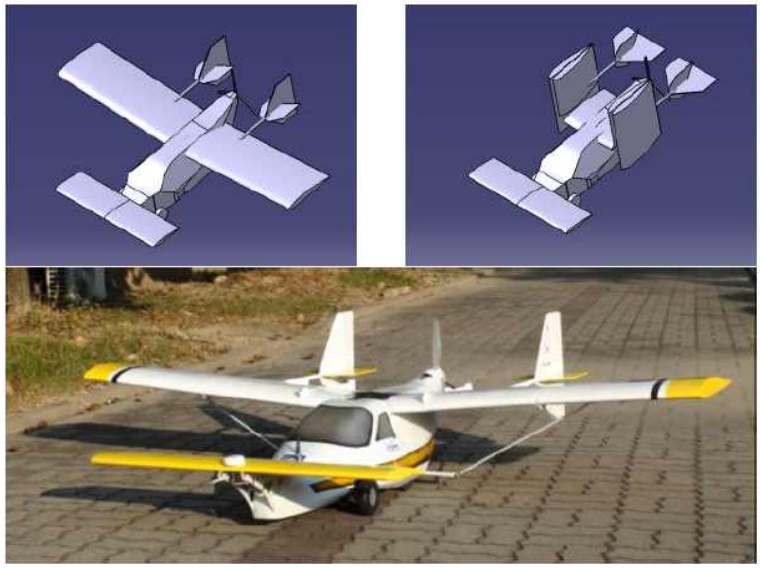


그림 44. CNUPAV-01의 형상[13]

1-2-② 설계 대안 평가를 위한 평가 기준

○ 개념 생성(Concept Generation)

- PAV 개념설계의 두 번째 단계인 개념 생성 단계에서는 첫 번째 단계에서 정의된 성능 요구조건, 인증기준, 평가기준에 부합될 가능성이 높은 유망한 PAV 개념 형상 및 주요 기술들의 조합을 생성함
- 유망한 PAV 개념을 도출하기 위해서는 먼저 PAV가 정의된 임무를 수행하는데 필요한 기능적 영역(functional domain)과 물리적 영역(physical domain)에서 기능적/물리적으로 PAV를 세부계통(subsystem)으로 분리함. 예를 들어 추진, 에너지 저장장치, 양력 생성 장치, 착륙장치 등과 같이 참고문헌에서 검토한 모든 가능성 있는 세부계통을 확인하고 정리함. 이후 각 세부계통에 대해 하위 대안을 선택하여 개념 생성을 수행함. 이러한 절차는 대화형 형상변경 가능 대안 매트릭스(Interactive Reconfigurable Matrix of Alternatives)를 작성하여 사용하면 편리함(아래 표). 이 대안 매트릭스를 사용하여 수많은 세부계통 조합 중에서 요구조건을 만족할 가능성이 높은 형상들이 선택되어 다음단계인 사이징으로 넘겨

짐

○ 모델링과 시뮬레이션(Modeling and Simulation)

- 개념 생성 단계를 거치면서 여러 개의 설계 개념이 생성되면 이러한 설계들이 설계 요구조건을 만족하는지를 점검하고 각각의 설계를 서로 비교하기 위해 정량적인 평가를 모델링과 시뮬레이션을 통해 수행해야 함. 이를 위해서는 사이징 프로그램의 개발이 필요하고 사이징 프로그램을 사용하여 노면주행 PAV의 개념을 정의하고 사이징을 수행하며 엔진 성능해석, 구속조건 해석, 낮은 수준의 공력해석을 수행하여 성능변수들을 계산해야 함
- 노면주행 항공기 설계 및 기술 정의
  - 대안 매트릭스에서 나온 노면주행 항공기 개념을 사용하여 실제 운항 서비스를 할 시점을 정함
  - 우선 어떤 기술들이 주요 세부계통의 성능에 큰 영향을 미치는지를 평가하면서 운항 서비스 시점에서 충분히 높은 TRL (Technology Readiness Level)을 이루는데 기여하는지를 조사함. 즉, 미래 전기추진 효율, 동력대중량비, 예상되는 미래의 배터리 에너지 밀도, 예상되는 양력계수 등 문헌들로부터 뿐만 아니라 NASA, IATA (International Air Transport Association) 등의 기술 로드맵으로부터의 PAV 설계 개념에 적절한 선진 기술들의 목록을 작성함
  - 기술들이 미치는 영향은 영향력 계수(impact factor)로 모델링함. 이러한 기술 성능 평가 요소들은 프로펠러 등의 추진장치 효율, 전기엔진 효율, 전기엔진 무게비, 연소엔진의 경우 연료소모율, 배터리 에너지 밀도, 구조물 및 각종 서브시스템 무게, 고양력장치 성능 등 임. 개발될 프로그램은 이러한 기술 영향력 계수를 조정하고 기술정의 표에 반영되도록 함

표 17 PAV 기술 목록과 기술영향력을 나타내는 매트릭스

사용자	세종대 가정 수치	전기엔진 동력 밀도
엔진	T1: 새 전기 엔진 - 일반 기술	전기엔진 효율
	T2: Halback 고급 전기 모터	배터리 에너지 밀도 중량
	T3: Wankel 고급 로터리 엔진	배터리 에너지 밀도 부피
	T4: 새 내부 연소 엔진 - 일반 기술	연소 엔진 비연료 소모율
	T5: 고급 GT - (블리스크, 고온 합금)	연소엔진 중량
에너지 저장장치	T6: 새 배터리 - 일반적인 기술	추진시스템 효율
	T7: 보조 전원용 연료 전지	추진시스템 중량
	T8: 재생 터빈 장치	공력 구조 중량
추진	T9: 저 소음 프로펠러	착륙장치 중량
	T10: 고급 덕트 팬 (3D 팬 블레이드 성형)	차량 시스템 중량
	T11: 고급 프로펠러 (Scimitar, 3D Shaping)	선실중량
	T12: 추진 - 일반 기술	접이구조 중량
공력	T13: 자연스러운 층류 제어	전자 장비 중량
	T14: 하이브리드 층류 제어	낙하산 중량
	T15: 층류 항력 코팅	증가된 양력 계수
	T16: 압전재료 능동 스킨	유도 항력 계수
	T17: 최적화된 Goldschmidt 동체 성형	무 양력 항력
	T18: 능동적인 부하 완화	소음
	T19: 가변 캠버	
	T20: 순 제로 질량 플럭스 제트	
구조	T21: 가벼운 선실 인테리어	
	T22: CentrAL (알루미늄 및 유리 섬유)	
	T23: 고급 알루미늄 항공 구조	
	T24: 알루미늄-리튬 합금	
	T25: 액체 금속	
	T26: 고급 복합 소재 - 일반 기술	
기타	T27: 전자 소형화 - 일반 기술	
	T28: 일반 기술	
	기술 참조 수준	

1-2-③ PAV 개념 형상 및 주요 기술들의 조합 생성

- 임무 정의
  - 임무를 주행 임무와 비행 임무로 나누어 관련된 요구조건들을 정의하는 것임
  - 주행 임무는 주행 속도와 연료 재충전 없이 주행하는 거리로 정의됨
  - 비행 임무는 비행 거리, 순항속도, 최대속도, 순항고도, 최대 실속속도, 이륙거리, 상승률, 최대상승 고도, 승객 수, 수하물 등 복잡한 세부 임무를 포함
- 사이징 및 통합
  - 임무 요구조건이 정의된 다음 단계는 구속조건 해석과 사이징을 수행하는 것임
  - 구속조건 해석의 목적은 모든 임무 설계 구속조건을 동력대중량비 대 익면하중 그래프로 변경하기 위한 것임, 이러한 그래프는 최적화된 모든 임무 요구조건을 만족하는 두 개의 매트리스 결합 설계값을 제공함
  - 일반적인 항공기 설계에서는 가능하면 작고 저렴한 엔진을 사용하기 위해 모든 설계 구속조건들을 만족하는 동력대중량비가 최소가 되는 설계점 근처에서 최적화 설계점이 정해짐. 그러나 노면주행 항공기의 경우 동력대중량비의 작은 증가도 익면하중을 크게

증가시킬 수 있고 이는 지상에서 PAV가 차지하는 공간에 영향을 미치므로 추가로 비교연구가 필요함

- 일단 설계가 동력대중량비로 정의되면, 사이징이 진행되어 이 분석은 가장 기본적인 무게분율 분석(연료 무게분율과 공허중량에 대한 회귀분석 수행)으로 시작하여 그 다음 단계로 적절한 임무 연료 무게 계산을 위한 분석 수행, 주요 구성요소(주익 중량, 미익 중량, 동체 중량, 랜딩기어 중량, 엔진중량)에 대한 weight breakdown을 계산하여 더 정확한 분석을 수행함
- 세부 시스템(프로펠러 중량, 터빈 중량, morphing과 folding 시스템 중량, 배터리 중량, 자동차 시스템 중량, ballistic recovery 시스템 중량)에서 weight breakdown을 계산하여 분석을 마침
- 날개 접힘(wing folding) 시스템 중량은 러시아 해군 항공기 날개 접힘 시스템 중량 데이터를 기반으로 측정할 예정임

1-2-④ 기능적/물리적으로 PAV를 세부계통으로 분리

표 18 PAV 세부계통

PAV 형상		
동체	동체 개수	1
	동체 재질	Composite
	객실 형상	SidebySide
양력 발생장치	날개 익형	NACA2412-120
	날개 형상	Conventional
	날개 후퇴각	None
	날개 모양	Tapered
	날개 재질	Composite
	윙렛 종류	None
	앞전 양력발생 장치	None
	뒷전 양력발생 장치	SingleSlottedFlap
	날개 접힘	Folding
	날개 접힘 횟수	2
꼬리 날개	수직꼬리날개 익형	NACA0006-060
	수직꼬리날개 형상	TwinBoom
	수직꼬리날개 접힘	None
	수직꼬리날개 접힘 횟수	0
	수평꼬리날개 익형	NACA2412-120
	수평꼬리날개 형상	Conventional
	수평꼬리날개 접힘	None
	수평꼬리날개 접힘 횟수	0
주 엔진	추진 시스템 구조	GasOnly
	주 엔진 종류	IC-AvgasTurbocharged
	주 엔질 발전기	FALSE
추가 비행 엔진	주 날개 송풍 통로	FALSE
	주 날개 순환 제어	FALSE
	수평 꼬리날개 순환 제어	FALSE
	분산 추진	FALSE
	추진 엔진 개수	0
	추진 엔진 종류	None
	추진 형상	Pusher
추가 차량 엔진	차량 엔진 개수	0
	차량 엔진 종류	None

추진	프로펠러 시스템	Propeller
	프로펠러 블레이드	3.00
동력 저장	동력 종류	Avgas
	보조/부스터 배터리	FALSE
	재생 터빈	FALSE
착륙 장치	착륙 장치 형상	Quad-Cycle
기타 장비	에어컨 및 방빙	FALSE
	비상 낙하산	FALSE
	도로주행형	TRUE

1-3-① 노면주행 항공기 설계 및 기술 정의

○ 노면주행 항공기 설계 및 기술 정의를 위하여 현재 미국에서 개발되어 비행시험까지 마친 노면주행 PAV 중 가장 실용화 및 상업화에 근접한 **Terrafugia Transition과 Aeromobil 3.0에 대해 기술 자료 조사 및 특허 조사**를 수행하였음. 또한 현재 개발이 진행중인 Toyota의 aerocar에 대해서도 특허 분석을 수행하였음

○ Terrafugia Transition과 Aeromobil 3.0 성능 비교표

표 19 Transition과 Aeromobil 3.0 성능 비교표[14-16]

	Terrafugia Transition		Aeromobil 3.0	
				
	SI unit	US unit	SI unit	US unit
Capacity	2 Seats		2 Seats	
Road-Size(L×W×H)	6m×2.29m × 2.03m	19ft 6in × 7ft 6in × 6ft 8in	5.99m×2.24m × 1.60m	19ft 8in × 7ft 4in × 5ft 3in
Flying-Size(L×W×H)	6.02m× 8.08m × 1.98m	19ft 9in × 26ft 6in × 6ft 6in	5.99m×8.32m × 1.60m	19ft 8in × 27ft 4in × 5ft 3in
Max Take Off Weight	648.64 kg	1430lb	648.64 kg	1430lb
Empty Weight	439.98 kg	970lb	449.96 kg	992lb
Max speed	185.2 km/h	100 kt	198.164 km/h	107 kt
Cruise speed	160 km/h	86.4 kt	-	-
Stall speed	100 km/h	54 kt	83.34 km/h	45 kt
Take-off speed	-	-	129.64 km/h	70 kt

Range (Air) Range (Road)	660 km 1295.52 km	410 sm 805 sm	500.04 km 595.46 km	270 nm 370 sm
Take-off Roll Landing Roll	30.48 m 30.48 m	100 ft 100 ft	164.592 m 50.292 m	540 ft 165 ft
fuel consumption	18.93 L/h	5 gph	15.14 L/h	4.0 gph
Wingspan	8.11 m	26.6 ft	8.321	27.3 ft
Power plant	1 × Rotax 912 (75kW)		1 × Rotax 912 (75kW)	

○ Transition 특허 분석

- Transition 발명의 분야

  Transition 발명은 일반적인 노면주행 항공기분야와 관련이 있으며, 더욱 상세하게는 도로를 주행할 수 있는 차량 유형으로 변할 수 있는 항공기로 때때로 “flying car" 또는 "flying driving vehicle" 이라 칭함[17]

- Transition 발명의 배경

  • 1918년 Felix Longobardi는 노면주행 항공기로 알려진 다중으로 사용될 수 있는 운송수단에 관해 첫 번째 특허(U.S. pat. No.1,286,679)를 획득
  • 이후 88년에 걸쳐, 비행과 운전이 가능한 운송수단에 관한 개념과 관련된 수많은 특허가 발행됨. 이 분야는 발명이 부족했으며, 상업적 성공과 관련된 개념이 없었음
  • 실제로 상업성과 가장 관련된 것은 Moulton B. Taylor의 특허(U.S. pat. No 2,767,939)임
  • 5가지 “Aerocar"의 원형이 위의 특허에서 묘사됨
  • Aerocar 형상은 미국 연방 항공국(Federal Aviation Administration, FAA)의 전신인 민간항공관리국(Civil Aeronautics Administration, CAA)에 의해 인증

- Transition 발명의 소유권 주장

  • 청구항 1

    비행과 주행을 하는 차량은 다음과 같이 구성됨

    ✓ 동체

    ✓ 주익은 동체에 결합되고 차량의 중심의 긴축에 대해 대칭적으로 결합, 주익은 접힌 형상과 접히지 않은 형상으로 배치

    ✓ 접힘장치는 주 날개의 접히는 형상과 접히지 않는 형상 사이에서 작동함. 접힘장치는 적어도 하나의 동체에 가까이에 있는 피봇 점을 통해 접히는 빔을 제어하기 위해 액추에이터로 구성 되어 있음. 액추에이터와 적어도 하나의 접히는 빔은 주 날개의 안쪽 날개를 고정시키도록 형성되어 있음

    ✓ 적어도 하나의 첫 번째 공기역학 조종면은 주로 비행 중 yaw axis에 대해 세로 안정성과 조종을 제공하기 위해 형성되었음

    ✓ 두 번째 공기역학 조종면은 주로 비행 중 pitch axis에 대해 안정성과 조종을 제공하기 위해 형성되었음

✓ 바퀴들은 지상에서 차량을 지지하기 위해 형성됨. 적어도 하나의 바퀴는 무개중심 뒤에 위치함. 적어도 하나의 바퀴는 무개중심 앞에 위치함

✓ 첫 번째 추진 장치는 지상에서 차량의 움직임의 수단을 제공하기 위해 형성됨. 첫 번째 추진 장치는 적어도 하나의 바퀴에 적용되는 회전력으로 구성됨

✓ 두 번째 추진 장치는 비행 중 프로펠러 구동을 위한 수단을 제공하기 위해 형성됨. 두 번째 추진 장치는 뒤쪽방향으로 공기흐름을 가속시키는 수단으로 구성됨

- 청구항 2
  청구항 1의 차량에 대해 주 날개가 접힌 형상일 때 주 날개의 일부분은 지상에 대해 수직방향을 향함
- 청구항 3
  청구항 1의 차량에 대해 주 날개는 차량의 긴 중심축의 양쪽 측면에 대해 적어도 2개의 접히는 구간으로 이루어져 있음
- 청구항4
  청구항 1의 차량에 대해 주 날개는 비행 중 롤축에 대해 주된 조종을 할 수 있는 에일러론 조종면을 적어도 하나 가지고 있음
- 청구항 5
  청구항 1의 차량에 대해 두 번째 공기역학 조종면은 보조날개에 위치함
- 청구항 6
  청구항 5의 차량에 대해 두 번째 조종면은 비행중 아랫방향의 힘을 생성하기 위해 장착됨
- 청구항 7
  청구항 1의 차량에 대해 보조날개는 동체의 앞에 위치함
- 청구항 8
  청구항 7의 차량에 대해 보조날개는 지상에서 주행할 때 충돌 보호 효과를 제공하기 위해 장착됨
- 청구항 9
  청구항 1의 차량에 대해 수평면은 주 날개의 연장임
- 청구항 10
  청구항 1의 차량에 대해 두 번째 조종면은 수평면에 위치함
- 청구항 11
  청구항 10의 차량에 대해 두 번째 조종면은 후방 충돌 보호 효과를 제공하기 위해 장착됨
- 청구항 12
  청구항 11의 차량에 대해 두 번째 조종면은 비행중 아랫방향의 힘을 생성하기 위해 장착됨
- 청구항 13
  청구항 10의 차량에 대해 두 번째 공기역학 조종면은 적어도 하나의 자동차 지시등이나 식별요소를 제공하기 위해 장착됨
- 청구항 14
  청구항 1의 차량에 대해 두 번째 조종면은 보조날개와 수평면에 장착됨

- 청구항 15
  청구항 1의 차량에 대해 두 번째 추진 장치는 적어도 하나의 프로펠러로 이루어짐
- 청구항 16
  청구항 15의 차량에 대해 최소 하나의 프로펠러는 동체의 후미 부분에 위치함
- 청구항 17
  청구항 1의 차량에 대해 적어도 하나의 수직방향 스태빌라이저는 동체에 장착됨
- 청구항 18
  청구항 17의 차량에 대해 두 개로 구성 되어있는 수직방향 스태빌라이저는 두 번째 추진 장치 양쪽 측면에 장착됨
- 청구항 19
  청구항 18의 차량에 대해 스태빌라이저는 도로위의 이물질 피해로부터 추진 장치를 보호 하고 비행 중 추진 소음을 줄이기 위해 장착됨
- 청구항 20
  청구항 17의 차량에 대해 첫 번째 공력 조종면은 적어도 하나의 스태빌라이저에 장착됨
- 청구항 21
  청구항 20의 차량에 대해 첫 번째 공력 조종면은 적어도 하나의 자동차 지시등이나 식별 요소를 제공하기 위해 장착됨
- 청구항 22
  청구항 1의 차량에 대해 보조날개는 주 날개의 앞에 위치하고 비행 중 수평 안정화를 제공함
- 청구항 23
  청구항 1의 차량에 대해 수평면은 주행 중 도로위에 이물질 피해로부터 두 번째 추진 장치를 보호하기 위해 두 번째 추진 장치 밑에 위치함
- 청구항 24
  청구항 1의 차량에 대해 액추에이터가 확장될 때 주익은 접혀짐
- 청구항 25
  청구항 1의 차량에 대해 액추에이터가 수축될 때 주익은 펴짐
- 청구항 26
  청구항 1의 차량에 대해 액추에이터는 동체 안에 배치됨
- 청구항 27
  청구항 1의 차량에 대해 액추에이터는 적어도 하나의 접힌 빔 위에 배치됨
- 청구항 28
  청구항 1의 차량에 대해 바깥쪽 날개 영역은 회전축을 중심으로 안쪽 날개 영역과 연결되어 있고 확장된 케이블에 의해 자동적으로 접히고 펴지게 배치 되어있음
- 청구항 29
  청구항 1의 차량은 라디오 주파수 식별 시스템을 가지고 있음. 라디오 주파수 식별 시스템은 다음과 같이 구성되어 있음
  ✓ 첫 번째 라디오 주파수 식별 장치는 차량과 연결되어 있음
  ✓ 두 번째 라디오 주파수 식별 장치는 공항 차량 접근 지역과 연관이 있음

✓ 라디오 주파수 식별 장치는 두 장치의 식별 정보를 공유하기 위해 채택됨

- 청구항 30
  청구항 29의 차량에 대해 두 번째 라디오 주파수 식별 장치는 차량의 접근 또는 이탈을 결정하기 위해 채택 되고 승인이 되었을 때 차량의 접근은 허용한다.
- 청구항 31
  청구항 29의 차량에 대해 식별정보는 적어도 하나의 이름, 주소, 국적, 차량등록번호, 비행 면허증, 자동차 면허증, 회원 번호, 보안 코드, 신용카드 번호, 그리고 이들의 조합으로 이루어짐
- 청구항 32
  청구항 29의 차량에 대해 식별정보는 차량 접근지역 라디오 주파수 식별 장치에 저장됨
- 청구항 33
  청구항 29의 차량에 대해 적어도 하나의 라디오 주파수 식별 장치는 식별정보를 원격 위치에 전송하기 위해 채택됨
- 청구항 34
  청구항 29의 차량에 대해 첫 번째 라디오 주파수 식별 장치는 차량으로부터 제거 가능함
- 청구항 35
  청구항 34의 차량에 대해 첫 번째 라디오 식별 장치는 공항으로부터 차량의 개별적 접근과 이탈을 독립적으로 사용할 수 있게 채택됨
- 청구항 36
  청구항 29의 차량에 대해 첫 번째 라디오 식별 장치는 적어도 하나의 키패드, 터치패드, 마우스패드, 롤러 볼, 스위치, 버튼, 다이얼, 무선연결, 이들의 통합을 통해 입력 정보를 입력 받기 위해 채택됨
- 청구항 37
  청구항 29의 차량에 대해 첫 번째 라디오 식별 장치는 활성화 되거나 비활성화됨
- 청구항 38
  차량접근지역을 통해 통행한 차량은 요금이 발생함

- Transition 발명의 개요

- Transition은 비행 및 일반도로와 고속도로 등의 주행 시 기존 공항과 공역 인프라 등 모든 영역에 걸쳐 작동할 수 있는 형태를 포함. Transition은 조종사가 운용하며, 미국 연방항공국(FAA)과 경량항공기(LSA)의 잠재적 인증을 토대로 설계하였고, 주날개를 조종사의 명령을 통해 자동으로 접을 수 있는 것, 보호할 수 있는 push형 프로펠러, 후방 승강키(elevator), 매립형 조명 및 번호판을 포함하는 동적 범퍼, 공항에 접근을 편리하게 하는 차량 기반 RFID 시스템을 특징으로 하는 통합형 디자인임(아래 그림)

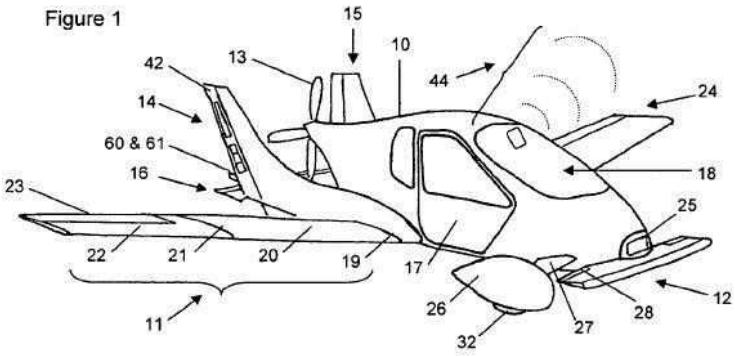


그림 45. Transition 통합 형상[17]

- Transition은 동체, 주 날개는 동체에 부착된 차량 중앙의 긴축에 대하여 대칭인 형태임. 주익은 folding mechanism을 접는 부분과 접지 않는 부분의 중앙에 배치해 서로 전개될 수 있도록 함. 차량의 앞부분에 비행 시 세로방향 안정성 및 yaw control을 할 수 있도록 최소한 하나의 조종면 역할을 할 수 있고, pitch 축에 대해 비행역학적 조종과 안정성을 위해 수평 꼬리날개 역할을 할 수 있는 2번째 날개를 배치함(아래 그림). 또한 Transition은 지상에서의 차량 하부를 지지하는 복수의 바퀴를 포함. 바퀴들 중 적어도 하나는 차량의 질량 중심의 후방에 위치되고, 또한 하나 이상은 차량의 무게중심 앞에 위치함. 또한 Transition은 지상에서 차량을 이동시키는 수단을 제공하도록 하는 추진기관을 포함. 추진기관은 적어도 하나의 바퀴에 가해지는 토크를 포함하고, 둘째로 비행 시 차량을 추진시키기 위한 수단을 제공하도록 하며 후방 방향으로 공기 흐름을 가속하는 수단이며, 노면 주행 시 추진기관 하부에 평평한 면을 위치시켜 도로 이물질 피해로부터 보호해야 함.

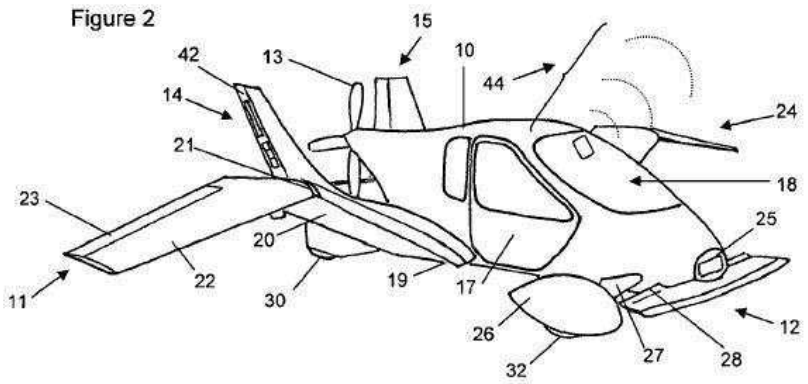


그림 46 Transition 앞 날개, 바퀴 배열[17]

- Transition은 주 날개가 접어진 상태에서는 지면과 수직으로 위치함. 또한, 주 날개는 적어도 두개의 접는 면을 포함(아래 그림). 날개는 비행 시 주로 차량의 roll축을 중심으로 차량 제어를 가능케 하는 적어도 하나의 aileron control 면을 포함

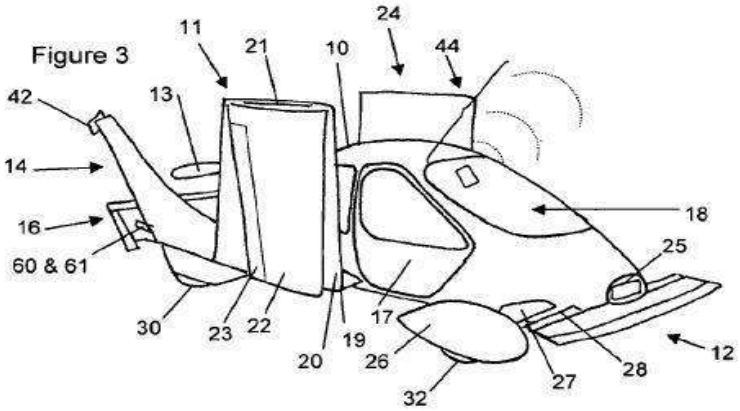


그림 47. Transition 주 날개의 접는 면[17]

- Transition의 공기역학적 제어면은 보조 날개에 위치함. 두 번째 제어면은 도로 주행 시 차량에 아래쪽 힘을 생성하도록 함. 두 번째 날개는 동체의 앞쪽 끝부분에 위치시킴. 보조 날개는 차량이 지상에 있는 동안 정면충돌의 충격에서 보호하는 기능을 제공하도록 구성됨. 수평면은 주익에서 연장 시킬 수 있음. 두 번째 조종면은 이 수평면에 위치시킴. 이 조종면은 차량이 지상에 있는 동안 후방충돌의 충격에서 보호하는 역할을 함. 두 번째 조종면은 도로 주행 시 차량에 아래쪽 힘을 생성함

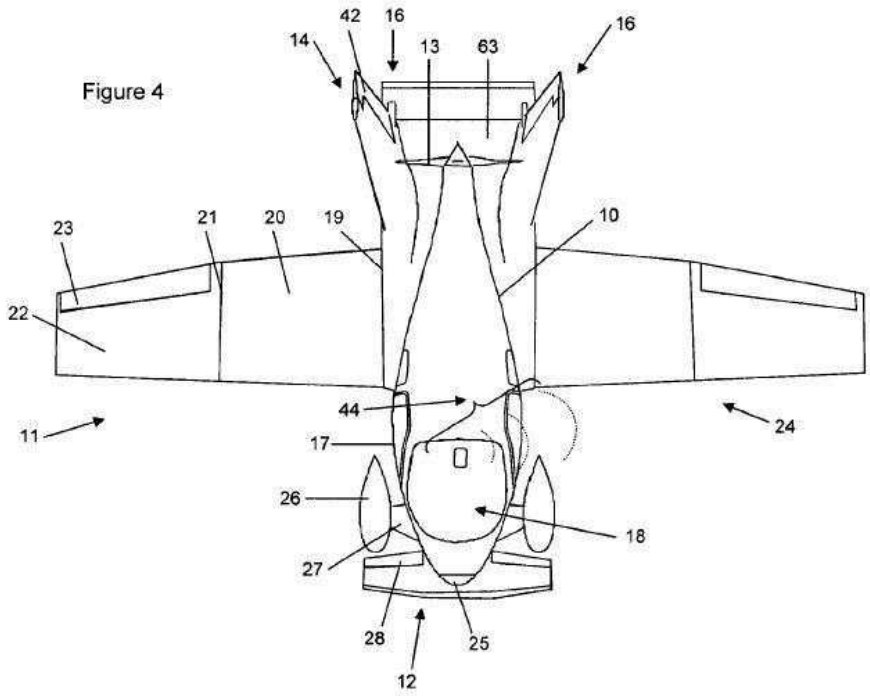


그림 48. Transition 공기역학적 제어면[17]

- 공력 제어면은 적어도 하나의 차량용 표시 또는 식별 소자를 제공하도록 구성됨. 이 제어면은 보조날개 및 수평면 모두에 위치시킬 수 있음. 추진기관은 적어도 하나의 프로펠러를 포함. 프로펠러는 동체의 후미 부분에 위치함. 추진기관은 하나의 jet engine, rocket, 또는 다른 적절한 추진체를 선택함. 차량에는 적어도 하나의 수직 미

익을 동체에 장착 할 수 있음. 대체로 추진기관 양쪽에 하나씩 총 두 개의 수직 미익을 포함함. 이 수직 미익들은 운전 중 도로 이물질 피해로부터 추진기관을 보호하고, 비행 중에는 추진 소음을 감소하도록 할 수 있음. 제어면은 적어도 하나의 stabilizer에 장착 될 수 있도록 함. 하나의 공력 조종면에는 적어도 하나의 차량용 표시 또는 식별 소자를 제공하도록 구성 될 수 있음. 차량용 지시 요소는 조명 요소를 포함. 조명 요소는 전조등, 방향 지시등, 브레이크등, 미등, 주행등, 후진등, 번호판 조명등 등등을 포함 할 수 있음. 또한 조명을 포함해 식별 정보를 포함할 수 있음. 식별정보는 적어도 하나의 허가증, 등록번호, 이름판, 이것들의 조합을 포함

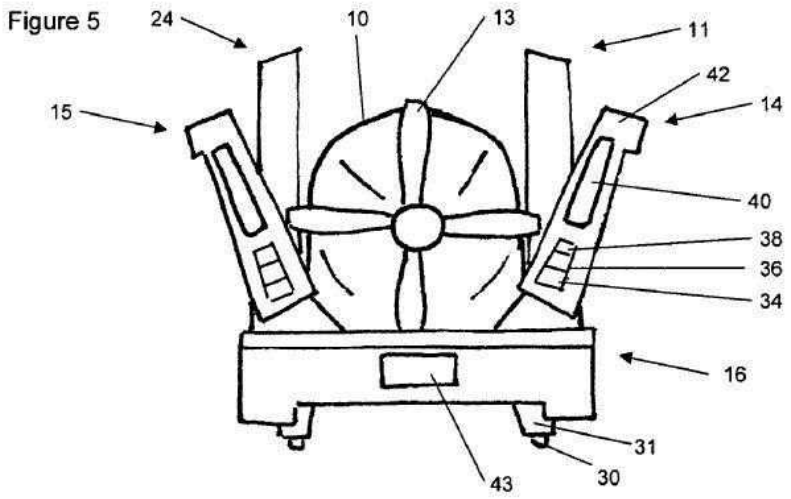


그림 49. Transition 식별정보 및 지시등[17]

- Transition은 공기 역학적 표면과 충격 보호 부재를 포함함. 이 충격 보호 부재는 낮은 속도의 충격에 공기 역학적 요소를 보호하기 위해 채택됨. 하나의 예로 대체로 공기역학적 표면은 적어도 하나의 수직양력 표면과 후방 조종면을 포함함. 충격 보호 부재는 구조 변형을 통해 충격 과부하를 허용하기 위해 채택됨. 하나의 예로 충격 보호 부재의 결합된 지지 구조물은 에너지 흡수 물질을 포함함. 또한 지지 구조물의 일부와 에너지 흡수 물질의 일부를 수용할 수 있는 가변 덮개를 포함함. 가변 덮개는 저속 충격에 의해 변형된 후에도 원래의 형상으로 돌아오도록 구성됨. 이 덮개 보호 요소는 저속 충격 시 공력 요소를 보호하도록 구성됨

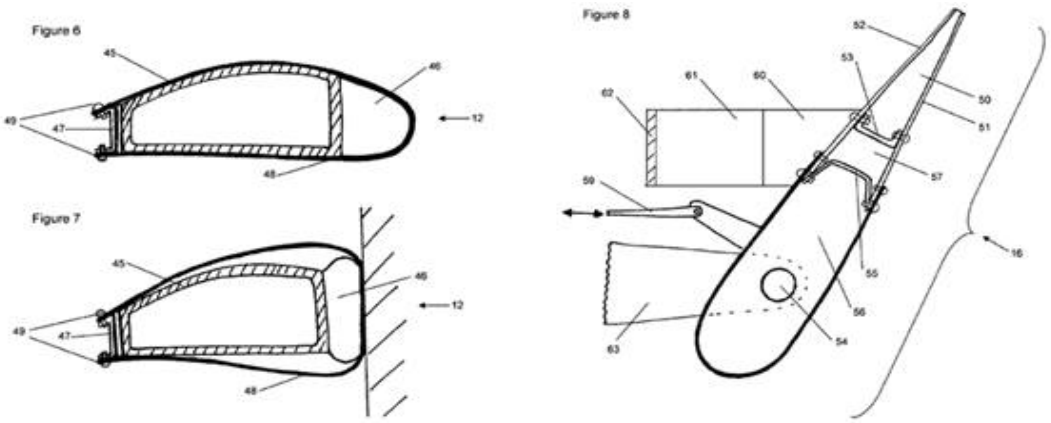


그림 50. Transition 충격 보호 부재[17]

- Transition의 폴딩 운동은 각각의 날개의 1차 구조용 폴딩 빔에 부착 된 단일 선형 전기 액츄에이터에 의해 구동 되며, 다수의 액츄에이터가 사용되고 하나 이상의 액추에이터는 전기, 유압 및 / 또는 기계 일 수 있음. 액추에이터는 날개가 접히거나 확장되는 동안 경로를 따라 수직으로 이동함. Transition 발명에서 액추에이터는 빔과 함께 자유롭게 움직일 수 있으며, 트랙 또는 다른 지지기구가 접히거나 연장되는 동안 액추에이터의 이동을 지지하는데 사용될 수 있음. 액추에이터가 연장 될 때, 주요 구조적 폴딩 빔은 중심 피봇 점을 중심으로 선회되어 내부 윙 부분을 당기며, 외부 폴드 연장 케이블은 동체의 메인 스파에 일단 부가 부착 될 수 있음. 또한 쉬어 핀 또는 다른 적절한 로킹기구는 비행 중에 강성 연장 된 형태로 날개를 해제 가능하게 고정 시키는데 사용될 수 있음. Transition은 접혀진 구성의 날개 접기 메커니즘을 보여주며, 액츄에이터가 수축되고 일차 구조 폴딩 빔이 (아래 그림) 수평 위치로 직선화 될 때, 내측 윙 부분은 그 연장 위치로 밀어 넣어지고 고정 된 외부 배 연장 케이블은 효과적으로 내측 윙 부분과 일치 할 수 있음. 날개가 접힐 때, 외측 날개 힌지의 토크 스프링 및 날개 끝 및 근위 근처의 영구 자석은 외측 날개 부분 내측 윙 부분에 대면함.

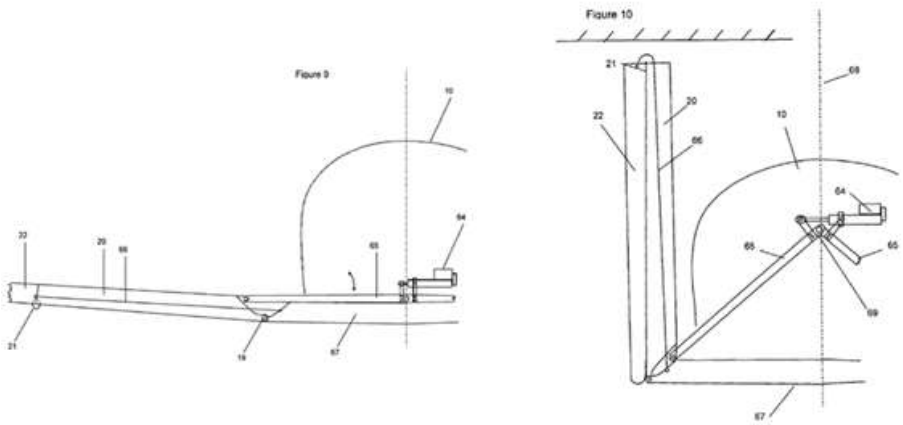


그림 51. Transition 접이구조[17]

- Transition은 비행 주행 차량을 위한 무선 주파수 식별 체계를 포함함. 이 체계는 비행 주행 차량과 연관된 첫 번째 무선 주파수 식별 장치 및 공항 차량 접근 영역과 연관된 두 번째 무선 주파수 장치에 있어 상기 무선 주파수를 포함함. 무선 식별 장

치는 식별 정보를 통신하도록 구성됨. Transition은 비행을 허용하고 차량 접근 영역을 갖는 공항에서 차량의 접근과 이탈 방법을 포함함. 이 방법은 허용된 비행 운전 차량의 접근 및 이탈의 여부를 결정하는 차량 접근지역과 연관된 무선 주파수 식별 장치와 이탈지역과 연관된 무선 주파수 식별 장치 사이의 식별 정보를 통신하는 단계를 포함하고 차량 접근지역에 대해 상기 차량의 통과를 허용함. 이 통신 단계는 차량의 식별 정보를 포함함. 식별 정보는 적어도 하나의 이름, 주소, 국적, 차량 등록번호, 운전자 면허번호, 자동차 면허번호, 회원번호, 보안코드, 신용카드번호 등을 포함함. 차량 식별 정보는 차량 접근 영역의 무선 주파수 식별 장치에 의해 저장됨. 하나의 예로 이 방법은 원격 위치에 대한 차량 식별 정보 송신 단계를 포함 할 수 있음. 라디오 주파수 식별 장치는 공항에서 개인에 대한 접근 및 이탈을 허용하도록 독립적으로 차량에 사용하기 위해 구성됨. 하나의 예로 이 방법은 차량의 무선 주파수 식별 장치에 정보를 입력하는 단계를 포함함. 이 입력 단계는 적어도 하나의 키패드, 터치 감지 패드, 마우스 패드, 롤러 볼, 스위치, 버튼, 다이얼, 무선 연결 등의 조합사용을 포함함. 이 방법은 차량 무선 주파수 식별 장치의 활성화와 비활성화 중 적어도 하나의 단계를 포함함. 하나의 예로 차량 접근 지역의 소유자 또는 운전자는 차량 접근 지역에 대해 차량의 통행 요금을 냄

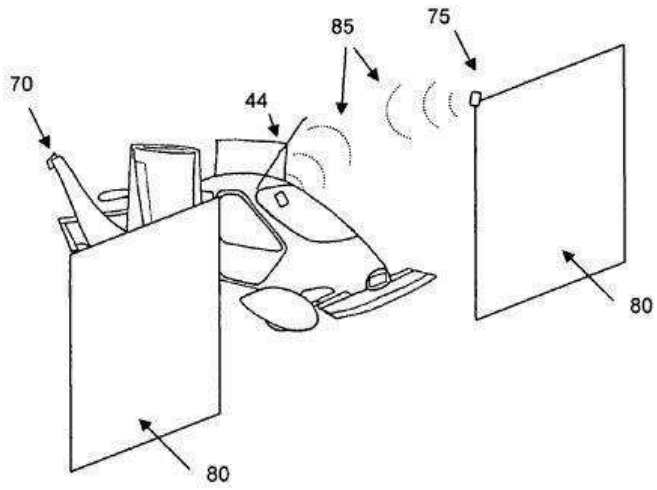


그림 52. Transition 무선 주파수 식별 체계[17]

- Terrafugia Transition은 dual mode PAV의 대표적인 예로 자동차와 비행기의 개념을 혼합하였는데, 지상에서 자동차용으로 사용할 때는 엔진 토크를 바퀴를 구동하는데 사용하지만, 비행기 모드에서는 바퀴와의 연결을 끊고 노출형 프로펠러에 동력을 전달한다. 프로펠러가 외부에 노출되어 있어, 안전에 영향을 미칠 수 있고, 추력을 생성하기 위한 프로펠러는 높은 속도로 회전을 시키고 충분한 loading을 갖도록 해야 하므로 이륙하는 과정에서 상당히 높은 소음이 생성될 것으로 예측됨[17]
- 또한 이 형상은 자동차의 blunt body[단면적 기준으로 항력계수 0.3 부근]에 날개를 부착한 형태이므로 순항 시 매우 높은 항력[기준 면적이 날개]에 노출이 된다. 따라서 항력을 절감하기 위한 공기역학적 설계 개념이 도입이 되어야 함
- 구조 측면에서 보면 중량 절감을 위한 신소재 적용이 필요하며 Terrafugia Transition은

light sport aircraft로 FAA 인증을 받아야 하므로 설계 기준도 이에 상응을 하도록 해야 함

- 연료는 접이식 날개 특성상 동체에 보관을 해야 하는데, 추락에 대비하여 연료탱크는 내추락성 개념을 도입해야 하고, 착륙장치의 바퀴 간격이 좁아 옆으로 뒤집힘(turnover)과 꼬리충돌(tail strike)을 고려하여 후방 동체 설계를 해야 함. 제작에서는 가능한 부품수를 최소화하여 중량 절감을 실현하는 개념을 도입해야 함

○ Aeromobil 3.0 특허

- Aeromobil 3.0 발명의 배경기술
  - 캘리포니아 소재의 회사인 몰러 인터내셔널(Moller International)은 삼륜 샤시 상의 자동차로서 구성되는 VTOL(Vertical Take-Off and Landing) 운송 수단을 개발
  - 제트 엔진 효과로 인해 일반적인 도로 교통 상황에서는 사용 가능하지 않기 때문에, VTOL 운송 수단은 다소 핸디캡이 있는 자동차임
  - 다음으로 수송용 운송 수단의 대표적인 것으로는 공개 특허 출원 제WO2007/114877호에 설명되어 있는 "테라푸지아 트랜지션(Terrafugia Transition)"을 개발
  - 슬로바키아에서, 지상에서의 이동뿐만 아니라 공중에서의 이동을 위해 다른 "공중자동차(aeromobile)"인 하이브리드 수송용 운송 수단이 개발되었는데, 이 운송 수단은 스포츠카의 형상을 가지며 그 자체의 샤시를 이용하여 도로 상에서 주행이 가능
  - 상기 운송 수단의 단점은 후방에 위치하며 틸팅 불가능한 상부 날개를 안정화시키는 2개의 측부 수직 영역을 포함한다는 것임
- Aeromobil 3.0 발명의 요약
  - 지상 및 공중에서 사용하기 위한 하이브리드 수송용 운송 수단의 변형 방법은 이하의 변형 및 상호 단계를 포함함. 보상 커버 틸팅을 켜는 단계, 수송용 운송 수단의 종방향 위치로부터 2개의 수직방향 축선을 중심으로 비행 위치로 양 날개 전체를 확장하는 단계, 수평방향 축선을 중심으로 한 각각 날개의 후방부의 틸팅에 의해 날개의 후방부를 날개의 상부 전방 부분으로부터 전개된 비행 위치로 확장하는 단계, 날개 시작부의 0 내지 40 도의 받음각(α)만큼 날개의 이륙 틸팅 및 착륙 틸딩을 행하는 단계, 동체를 향해 전방 휠을 축방향으로 시프트함으로서 전방 휠 트랙을 축소시키는 단계를 포함함. 더욱이 지상 및 공중에서 사용하기 위한 하이브리드 수송용 운송 수단으로서, 지상 또는 물에서의 이륙 및 착륙을 위해 스털링 이중 트랙 또는 포트랙 자동차로부터 스털링 항공기로 변형하기 위한 그리고 이와 반대로 변형하기 위한 상호 변형 메커니즘들을 포함하는 하이브리드 수송용 운송 수단이 설명됨[18]
- Aeromobil 3.0 발명의 소유권 주장
  - 청구항 1
    지상 및 공중에서 사용하기 위한 하이브리드 수송용 운송 수단의 변형 방법으로서, 지상 또는 물에서의 이륙 및 착륙을 위해 스털링 이중 트랙(double track) 또는 4중 트랙(four track) 자동차를 스털링 항공기로 변형하는 것은
    ✓ 비행 위치로 또는 비행 위치로부터 날개를 틸팅하는 상호 변형 메커니즘을 이용

하여 2개의 수직방향 축선을 중심으로 하이브리드 수송용 운송 수단의 종방향 위치로부터 2개의 전체 날개를 확장하는 것

✓ 전개된 비행 위치로 날개 플랫폼 외형을 변경하는 상호 변형 메커니즘을 이용하여 날개의 상부 전방 부분으로부터 날개의 후방 부분을 확장하는 것, 그리고

✓ 전방 휠 트랙을 축소하는 것을 포함하고,

스털링 항공기로부터 스털링 이중 트랙 또는 4중 트랙 자동차로의 상호 변형은

✓ 전방 휠 트랙을 확장하는 것

✓ 날개 플랫폼 외형을 변경하는 상호 변형 메커니즘을 이용하여 전개된 비행 위치로부터 날개의 상부 전방 부분으로 날개의 후방 부분을 수축시키는 것, 그리고 날개를 내측으로/외측으로 틸팅하는 상호 변형 메커니즘을 이용하여 2개의 수직방향 축선을 중심으로 비행위치로부터 하이브리드 수송용 운송 수단의 종방향 위치로 양 날개를 수축시키는 것을 포함하는 것인 하이브리드 수송용 운송 수단의 변형 방법

- 청구항 2

제 1항에 있어서 양 날개 전체의 확장 및 날개 후방 부분의 확장 이전에, 보상 커버의 틸팅 작동이 행해지는 것을 특징으로 하는 하이브리드 수송용 운송 수단의 변형 방법

- 청구항 3

제 1항에 있어서 양 날개 전체의 수축 및 날개 후방 부분의 수축 이전에 보상 커버의 틸팅 작동이 행해지는 것을 특징으로 하는 하이브리드 수송용 운송 수단의 변형 방법

- 청구항 4

제1항에 있어서 양 날개 전체의 확장 및 날개의 후방 부분의 확장 이후에 날개의 0도에서 40 도의 받음각(α)만큼 날개의 이륙 틸팅 및 착륙 틸팅을 특징으로 하는 하이브리드 수송용 운송 수단의 변형 방법

- 청구항 5

본체, 조종실, 수축 가능한 날개, 샤시 및 구동 유닛을 포함하며, 전방 피동 휠 또는 후방에 위치하는 프로펠러로의 토크 전달의 스위칭이 이루어지는, 지상 및 공중에서 사용하기 위한 하이브리드 수송용 운송수단으로서 지상 또는 물에서의 이륙 및 착륙을 위해 스털링 이중 트랙 또는 4중 트랙자동차로 혹은 스털링 항공기로 변형하기 위한 상호 변형 메커니즘들을 포함하며, 이 상호 변형 메커니즘들은 본체의 가운데에 위치하며 날개의 수축/확장을 수행하는 1개 내지 2개의 제1 상호 변형 메커니즘이 포함되고, 상기 제1 상호 변형 메커니즘들 각각은 비행 위치로부터 하이브리드 수송용 운송 수단의 종방향 위치로 날개를 수축/확장시키기 위한 수직방향 축선 그리고 제1 엑추에이터를 포함하며, 상기 상호 변형 메커니즘들에는 날개의 본체에 별도로 위치하게 되는 날개 플랫폼 외형을 변형하는 2개의 제2 상호 변형 메커니즘이 포함되며, 상기 제2 상호 변형 메커니즘들 각각은 날개 플랫폼 외형을 변형하기 위한 수평방향 축선 및 제2 엑추에이터를 포함하고, 각각의 날개의 후방 부분은 날개의 상부 전방 부분에서 틸팅 가능하며, 상기 상호변형 메커니즘들은 본체의 전방에 위치하는 전방 휠 트랙을 변형하는 제3 상호 변형 메커니즘을 포함하고 제3 엑추에이터를 포

함하는 하이브리드 수송용 운송 수단임

- 청구항 6
  제5항에 있어서 상기 본체는 0 도에서 40 도인 받음각(α)만큼 날개를 이륙 틸팅 및 착륙 틸팅하기 위해 1개 내지 2개의 제4 엑추에이터를 포함하는 것을 특징으로 하는 하이브리드 수송용 운송 수단
- 청구항 7
  제5항 또는 제6항에 있어서 본체에는 조종실 후방에 팝업식 보상 커버가 구비되는 것을 특징으로 하는 하이브리드 수송용 운송 수단
- 청구항 8
  제5항 또는 제6항에 있어서 팝업식 보상 커버에는 제5 엑추에이터가 구비되는 것을 특징으로 하는 하이브리드 수송용 운송 수단
- 청구항 9
  제5항 내지 제8항 중 어느 하나의 항에 있어서 제1 엑추에이터 내지 제5 엑추에이터는 전기식, 공압식, 유압식 또는 이들의 조합으로 제어되는 것을 특징으로 하는 하이브리드 수송용 운송 수단
- 청구항 10
  제5항에 있어서 전방 휠(5)에는 공기역학적 펜더(fender) 또는 중공 플로트(hollow float)가 구비되는 것을 특징으로 하는 하이브리드 수송용 운송 수단

- Aeromobil 3.0 발명의 예시 및 도면

- 가장 단순한 기본 변형에 해당하는 하이브리드 수송용 운송 수단이 설명됨. 도면 1에는 변형 이전에 스털링 스포츠카의 특성을 갖는 하이브리드 수송용 운송 수단이 도시되어 있음. 하이브리드 수송용 운송 수단은 본체, 조종실, 직사각형 날개, 샤시 및 일반적인 구동 유닛으로 이루어지며, 이때 후방에 위치하는 프로펠러로의 토크 전달 또는 피동 전방 휠로의 토크 전달을 위한 스위칭 장치 또는 커플링 장치는 도면 10에 도시된 바와 같이 구성됨. 기본적인 변형에 있어서 하이브리드 수송용 운송 수단은 지상에서의 이륙 및 착륙을 위해 스털링 이중 트랙 자동차로 또는 스털링 항공기로 변형하기 위한 상호 변형 메커니즘을 포함함. 우측 날개 및 좌측 날개의 수축 및 확장을 위한 2개의 상호변형 메커니즘은 본체의 가운데에 위치하게 되며, 각각의 메커니즘은 비행 위치로부터 하이브리드 수송용 운송 수단의 종방향 축선의 위치로 그리고 하이브리드 운송 수단의 종방향 축선의 위치로부터 비행 위치로 수축 및 확장되는 날개의 수직방향 축선을 포함함. 우측 날개 및 좌측 날개의 수축 및 확장을 위한 2개의 제 1 상호 변형 메커니즘은 전기적 구동부를 갖춘 2개의 제1 엑추에이터를 포함함. 각각 날개의 플랫폼외형을 변경하는 제2 상호 변형 메커니즘은 날개의 본체에 위치하게 되며 전기적 구동부를 갖춘 엑추에이터를 포함하는데, 이는 날개의 수평방향 축선을 중심으로 날개의 상부 부분으로부터 전개된 비행 위치로 날개의 후방 부분이 틸팅되도록 함. 전방 휠의 트랙을 변형하는 제3 상호 변형 메커니즘은 본체의 전방에 위치하게 되며, 전기적 구동부를 갖춘 제3 엑추에이터 및 슬라이딩 준축(semi axis)을 포함함. 도면 9에는 변형 이후에 스털링 스포츠급 항공기의 특성을 갖는 하이브리드 수송용 운송 수단이 도시되어 있음. 스털링 스포츠급 항공기의 본체

는 조종실의 커버를 갖춘 명확한 공기역학적 형상을 갖추고 있고 본체의 중앙 부분으로부터 전개된 좌측 날개 및 우측 날개가 있음. 본체의 경사진 후방 부분은 후방 휠이 갖춰진 단부에서 횡방향의 짧은 안정화용 틸팅 영역이 있음. 본체의 후방으로부터, 추진 프로펠러(pusher propeller) 수평방향으로 연장됨

- 피동 휠은 본체의 전방에 위치하게 되며 이들 휠의 트랙은 최소한으로 형성되고, 이에 따라 휠 덮개(wheels fenders)는 본체의 측부 전방 요소에 근접하게 마련됨. 변형 이후에 하이브리드 수송용 운송 수단은 다시 도면 1에 예시된 스털링 스포츠카의 특성을 갖게 됨. 스털링 스포츠카의 본체는 조종실의 커버를 갖춘 명확한 공기역학적 형상을 갖는 반면, 본체의 중앙 부분으로부터 후방을 향해 스털링 스포츠카의 종방향 축선 방향으로 그 측부를 따라 수축된 좌측 날개 및 우측 날개가 존재함. 피동 휠은 본체의 전방에 위치하게 되며 이들 휠의 트랙은 이제 최대 크기가 되고, 이에 따라 휠 덮개는 본체의 측부 전방 요소로부터 후퇴함

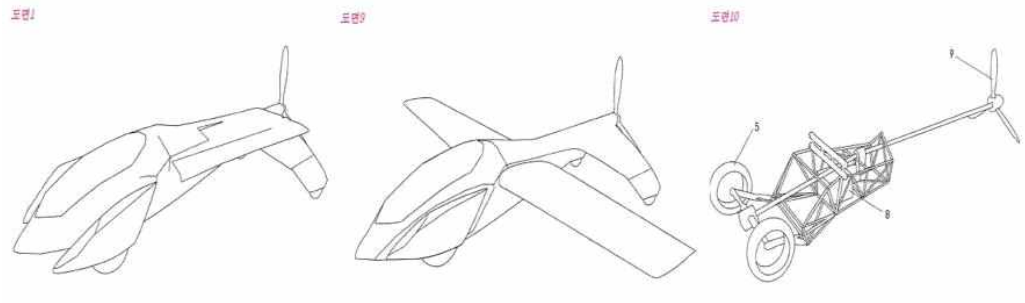


그림 53. Aeromobil 3.0 통합 형상과 스위칭(커플링) 장치[18]

- 이러한 확장된 변형에 있어서, 지상 및 공중에서 사용하기 위한 하이브리드 수송용 운송 수단의 본체는 도면 7 및 도면 8에 도시된 바와 같이 30도의 영각(α)만큼 날개를 이륙 틸팅 및 착륙 틸팅하기 위해 전기적 구동부를 갖춘 1개 내지 2개의 제4 엑추에이터를 포함. 변형 이후에 하이브리드 수송용 운송 수단은 다시 스포츠급 항공기의 특성을 갖게됨. 이러한 구조는 이륙 트랙 및 착륙 트랙을 현저하게 단축시킴

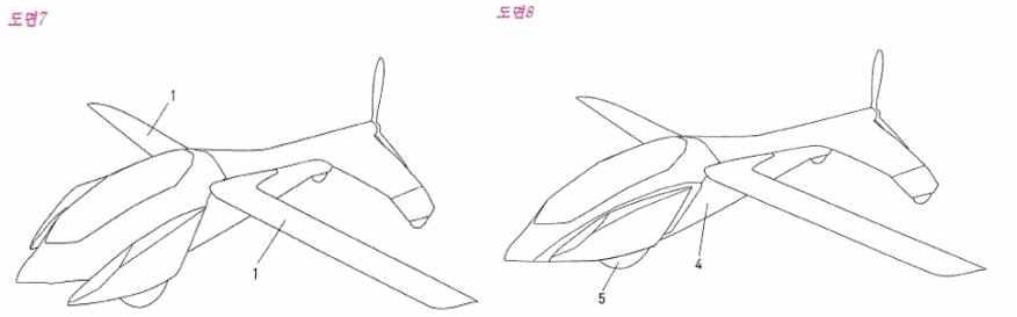


그림 54. 확장된 변형을 포함한 Aeromobil 3.0 통합 형상[18]

- 다른 개선된 변형에 해당하는 하이브리드 수송용 운송수단이 또한 설명됨. 역시 하이브리드 수송용 운송 수단은 스털링 스포츠카의 특성을 갖는데, 스털링 스포츠카의 구조에 대해서는 예 1에서 충분히 설명된 바 있음. 더욱이, 이러한 확장된 변형에 있어서, 지상 및 공중에서 사용하기 위한 하이브리드 수송용 운송 수단의 본체에는 조종실 후방에 팝업식 보상 커버가 갖춰져 있음. 팝업식 보상 커버를 위로 그리고 아래로 틸팅하는 것은 도면 2 내지 도면 6에 도시된 바와 같이 전기식 구동부를 갖춘 제

5 엑추에이터에 의해 이루어짐

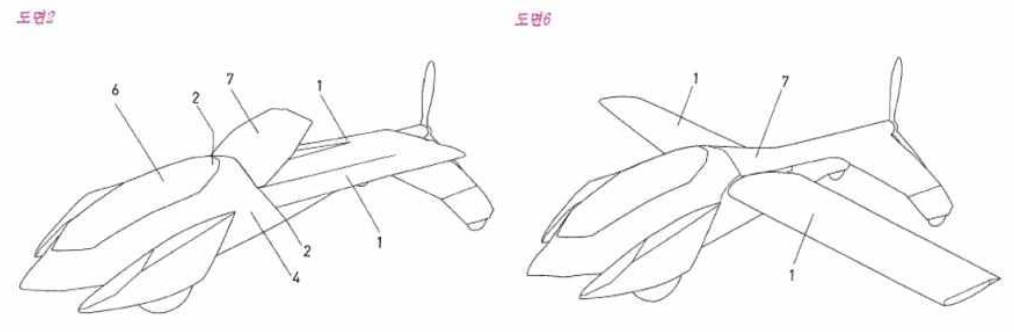


그림 55. 팝업식 보상커버를 갖춘 Aeromobil 3.0 통합형상[18]

- 다른 변형에 해당하는 하이브리드 수송용 운송 수단이 또한 설명됨. 역시 하이브리드 수송용 운송 수단은 변형 이전에 스털링 스포츠카의 특성을 갖는데, 스털링 스포츠카의 구조에 대해서는 예 1 내지 예 3 중 적어도 하나의 예에서 충분히 설명된 바 있음. 변형 이후에 하이브리드 수송용 운송 수단은 스털링 스포츠급 수륙 양용 장치의 특성을 갖게 됨. 그 구조는, 전방 휠 어깨에 공기역학적 중공 플로트(hollow floats)가 마련되기에 적합하게 되어 있음. 이는 수륙 양용 장치가 물 위에서 이착륙이 가능하도록 함
- 다른 개선된 변형에 해당하는 하이브리드 수송용 운송수단이 또한 설명됨. 하이브리드 수송용 운송 수단은 변형 이전에 스털링 스포츠카의 특성을 갖는데, 스털링 스포츠카의 구조에 대해서는 예 1 내지 예 4 중 적어도 하나의 예에서 충분히 설명됨. 변형 이후에 하이브리드 수송용 운송 수단은 스털링 스포츠급 항공기 또는 수륙 양용 장치의 특성을 갖게 됨. 구조는 엑추에이터가 공압식 또는 유압식 구동부로 적합하게 변형될 수 있도록 되어 있음. 다른 변형은,하이브리드 수송용 운송 장치가 4중 트랙형(four-tracked)일 수 있도록 변형되는 것을 포함. 다른 변형은 하이브리드 수송용 운송 장치가 도면 11에 도시된 바와 같은 하이브리드 구동부를 갖추도록 변형되는 것을 포함. 이는, 예컨대 전방 휠이 배터리 또는 전기 발전기로부터 동력을 공급받는 별도의 전기 모터에 의해 구동된다는 것을 의미함. 프로펠러는 커플링 장치 및 전동 기어장치를 통해 연소 기관에 의해 구동됨

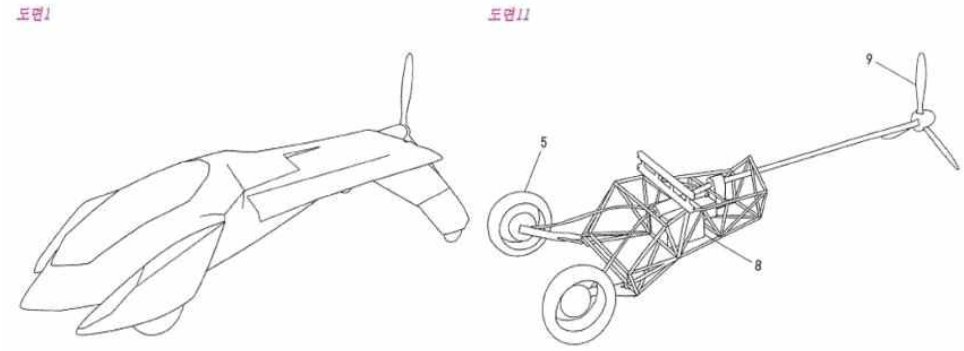


그림 56. 하이브리드 수송용 운송수단의 커플링 장치[18]

- 스털링 자동차는 도면 1에 도시되어 있음. 연속된 변형 단계들은 자동차를 운전하는 동안에 이루어짐. 이는 도면 2에 도시된 바와 같이, 날개의 완전한 전개를 위한 공간을 자유롭게 하기 위한 보상 커버의 틸팅을 수반함. 종방향 위치로부터 전체 좌측 전

방 날개 및 우측 전방 날개를 틸팅하는 것이 뒤따르는데, 각각은 비행 위치로부터 날개를 틸팅하는 상호 변형 메커니즘을 이용하여 그 수직방향 축선을 중심으로 이루어지며, 이는 도면 3에 도시되어 있음. 전개된 표준 비행 위치로 날개 플랫폼 외형을 변경하는 상호 변형 메커니즘을 이용하여 날개의 상부 전방 부분으로부터 각각의 날개(플랩)의 후방을 틸팅하는 것이 뒤따르는데 이는 도면 4 및 도면 5에 도시되어 있음. 보상 커버를 후방으로 보상 커버의 원래 위치로 틸팅하는 것이 뒤따르는데 이는 도면 6에 도시되어 있음. 본체의 후방에 위치하게 되는 프로펠러로 토크를 전달하는 것이 뒤따름. 이륙 트랙을 단축하기 위해 0 ~ 40 도의 받음각(α)만큼 날개를 이륙 틸팅하는 것이 뒤따르며, 이는 도면 7에 도시되어 있음. 공기역학적 마찰을 줄이기 위해 항공기가 이륙한 이후에는 전방 휠 트랙을 축소하는 것이 유리하며, 이때 휠은 좌측뿐만 아니라 우측으로부터 동체를 향해 축방향으로 시프트되고, 이는 도면 8에 도시되어 있음. 항공기가 이륙한 이후에, 0 ~ 40도인 날개의 받음각(α)은 원래 값으로 조정될 수 있으며, 이는 도면 9에 도시되어 있음. 하이브리드 수송용 운송수단의 이러한 변형은 스털링 자동차를 스털링 작동식 항공기로 변형시킴

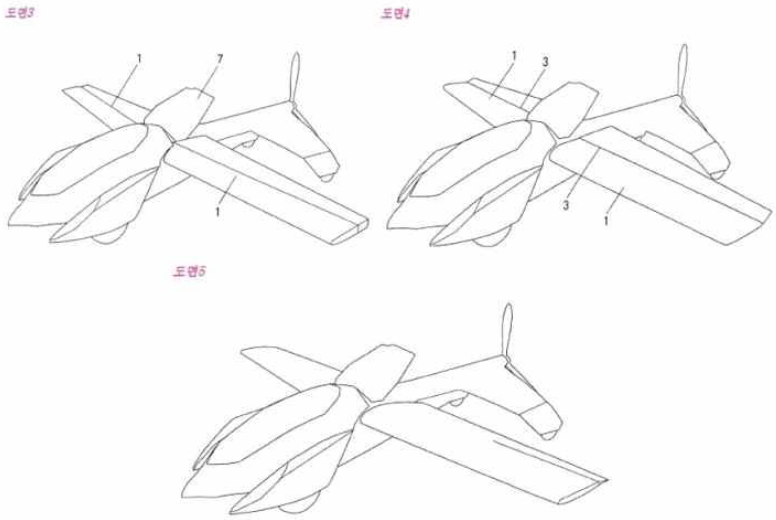


그림 57. 보상 커버의 틸팅을 수반한 스털링 작동식 항공기[18]

- Aeromobil 발명에 따라 지상으로의 착륙을 위해 스털링 항공기를 스털링 이중 트랙 자동차로 상호 변형하는 변형 방법의 예에 대한 기능과 관련한 설명이 제시됨. 도면 9에는 스털링 항공기가 도시되어 있음. 연속된 변형 단계들은 항공기의 비행 중에 이미 이루어짐. 휠이 좌측뿐만 아니라 우측에서 동체로부터 축방향으로 멀리 시프트될 때 전방 휠 트랙 전개가 이루어짐. 착륙 트랙을 단축하기 위해 0 ~ 40 도인 날개의 받음각(α)만큼인 날개의 착륙 틸팅이 뒤따름. 날개의 수축을 위한 공간을 자유롭게 하기 위해 보상 커버를 틸팅하는 것이 뒤따름. 항공기가 착륙한 이후에 0 ~ 40 도인 날개의 받음각(α)은 원래 값으로 조정됨. 날개 플랫폼 외형을 변경하는 상호 변형 메커니즘을 이용하여 날개의 상부 전방 부분으로 각각의 날개(플랩)의 후방을 틸팅하는 것이 뒤따름. 비행 위치로부터 종방향 위치로 전체 좌측 전방 날개 및 우측 전방 날개를 틸딩하는 것이 뒤따르는데, 각각은 날개를 내측으로/외측으로 틸딩하는 상호 변형 메커니즘을 이용하여 그 수직방향 축선을 중심으로 이루어짐. 보상 커버를 후방으로 보상 커버의 원래 위치로 틸팅하는 것이 뒤따름. 전방 피동 휠로 토크를

전달하는 것이 뒤따름. 하이브리드 수송용 운송 수단의 이러한 상호 변형은 스털링 항공기를 스털링 작동식 자동차로 변형시킴[18]

○ Toyota의 'aerocar' 특허 분석

- aerocar의 특허 개요

이 특허는 동체변화를 통해서 aerocar가 지상모드에서 비행모드로 전화하는 방법을 설명하고 있음. 동체는 다수의 유연한 프레임(flexible frame)으로 구성되어 있으며, 비행모드와 관련된 접히는 구성과 지상모드와 관련된 펼쳐지는 작동시스템 뿐만 아니라 유연한 프레임으로 구성되는 인장표면을 포함하고 있음. 동체는 확장이 가능한 유연한 프레임(flexible frame)의 부재중 하나를 축으로 하여 회전이 가능하며 aerocar의 날개의 전개와 후퇴를 위해 개방되는 해치를 포함하고 있음[19]

- aerocar 발명배경

- 도로주행형 항공기, 또는 aerocar는 지상모드에서 지상도로를 운전하고, 비행모드에서 항공기로써 이륙, 비행, 착륙을 모두 할 수 있는 운송수단임. 이러한 기능을 가진 운송수단은 개인에게 확장된 여행선택권을 제공함. 그러나 이러한 운송수단들은 지상모드와 비행모드에서 작동을 하기 위해 설계시 물리적인 균형이 요구됨
- 일반적으로, 육상 차량의 동체 또는 승객의 자리는 편의를 위해 기동성이 최적화되도록 하는 반면, 항공기의 동체는 공기역학적 양력, 항력의 최소화 그리고 비행의 안전성이 최적화 되도록 형상이 결정됨. 기존의 aerocar는 비행모드에서 사용된 날개가 지상모드에서 동체에 접혀 들어갈 수 있도록 설계되었음. 이러한 방식은 날개를 보관하면서 날개가 손상될 수 있으며 연비를 감소시키고 지상모드에서 운전자의 후미와 측면의 시야를 제한 할 수 있음[19]

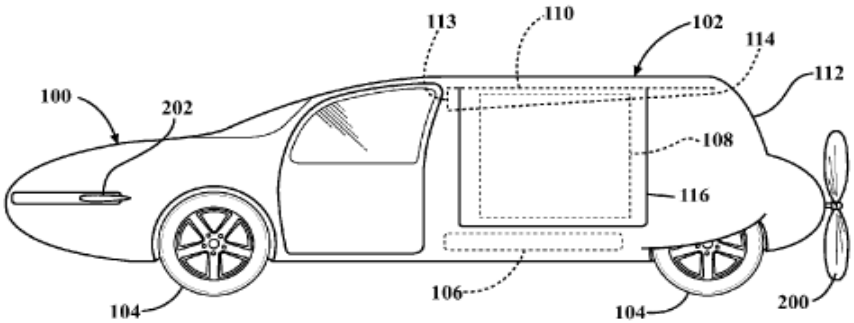


그림 58. aerocar의 측면도 1[19]

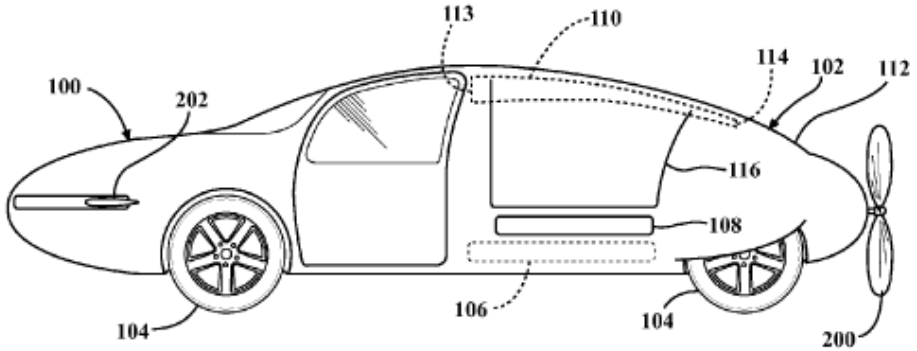


그림 59. aerocar의 측면도 2[19]

- aerocar의 소유권 주장
  - 청구항 1
    - ✓ aerocar용 동체
    - ✓ 복수의 유연성 부재
    - ✓ 상기 복수의 유연성 프레임 부재 사이에서 연장된 인장표면
    - ✓ 복수의 유연성 프레임 부재 및 인장 표면은 비행모드와 관련된 수축된 구성과 지상 모드와 관련된 확장된 구성된 인장표면을 특징으로 하는 시스템
  - 청구항 2

    1항의 동체에서 다수의 유연성 프레임 부재는 각각의 끝단(tip)에서의 최대값으로부터 끝부분(end)에서의 최소값까지 가늘어지는 단면을 포함함
  - 청구항 3

    1항의 동체에서 확장 된 구성은 aerocar용 날개의 보관을 위해 구성된 내부공간을 한정
  - 청구항 4

    1항의 동체에서 수축된 구성과 팽창된 구성 사이에서 복수의 강성 프레임 부재를 구부리도록 구성된 작동시스템을 포함
  - 청구항 5

    1항의 동체에서 작동시스템은 기계시스템, 유압시스템, 형상기억 시스템 중 적어도 하나를 포함
  - 청구항 6

    확장된 형태의 유연성 프레임 부재 중 하나의 축을 중심으로 회정 가능하고 aerocar용 날개의 전개 및 후퇴를 위해서 개방되는 해치
  - 청구항 7

    인장 표면은 신장 가능한 재료 및 형상기억합금 중 적어도 하나를 포함하는 것을 특징으로 하는 시스템
  - 청구항8
    - ✓ aerocar용 동체
    - ✓ 복수의 유연성 부재
    - ✓ 비행모드와 관련된 수축된 구성과 지상모드와 관련된 확장된 구성 사이에서 복수의 유연성 프레임 부재를 구부리도록 구성된 작동 시스템

✓ 확장 된 형태의 유연성 프레임 부재 중 하나를 축으로 하여 회전 가능하고 상기 aerocar용 날개의 전개 및 후퇴를 위해 개방되는 해치

- 청구항9

8항의 동체에서, 상기 복수의 유연성 프레임 부재는 각각의 팁(tip)에서의 최대값으로부터 끝부분(end)에서의 최소값까지 가늘어지는 단면을 포함

- 청구항10

상기 복수의 유연성 프레임 부재들 사이에 연장되는 인장표면을 포함

- 청구항11

10항의 동체는 적어도 하나 이상의 전도성 부재 및 형상기억합금 중 적어도 하나를 포함

- 청구항12

8항의 동체의 있어서 작동시스템은 기계시스템, 유압시스템, 형상기억 시스템 중 적어도 하나를 포함

- 청구항13

8항의 동체에서 작동시스템은 기계시스템, 유압시스템, 형상기억 시스템 중 적어도 하나를 포함

- 청구항14

✓ 동체를 지상모드에서 비행모드로 전환하는 방법
✓ 지상모드에서 유연성 프레임 부재를 축의 중심으로 동체의 해치를 개방한다
✓ 해치를 통해서 날개를 배치
✓ 회전하는 해치가 닫힘
✓ 지상모드와 관련된 확장된 구성에서 비행모드와 관련된 수축된 구성까지 작동시스템을 사용하여 유연성 프레임 부재를 구부림

- 청구항15

14항의 동체에서, 상기 복수의 유연성 프레임 부재는 각각의 팁(tip)에서의 최대값으로부터 끝부분(end)에서의 최소값까지 가늘어지는 단면을 포함

- 청구항16

14항의 동체에서 작동시스템은 기계시스템, 유압시스템, 형상기억 시스템 중 적어도 하나를 포함

- 청구항17

14항의 동체는 다수의 유연성 프레임 부재를 포함

- 청구항18

17항의 동체는 다수의 유연성 프레임 부재사이에 연장되는 인장표면을 포함하는 것이 특징

- 청구항19

18항에 있어서 인장표면은 신장 가능한 재료와 형상기억 재료 중 적어도 하나를 포함하는 것을 특징으로 함

- 청구항20

18항의 동체에 있어서 다수의 유연성 프레임 부재 및 인장표면은 지상모드에서 aerocar용 날개의 보관을 위해 구성된 내부공간을 한정

1-3-② PAV 임무 정의

- 임무를 주행 임무와 비행 임무로 나누어 관련된 요구조건들을 정의하는 것임
- 주행 임무는 주행 속도와 연료 재충전 없이 주행하는 거리로 정의됨
- 비행 임무는 비행 거리, 순항속도, 최대속도, 순항고도, 최대 실속속도, 이륙거리, 상승률, 최대상승 고도, 승객 수, 수하물 등 복잡한 세부 임무를 포함
- PAV의 임무형상은 미국 조지아 공대(Georgia Tech) Ahn et al의 연구에서 아래 그림과 같이 제시하였으며, 출발(Port A)에서 도착(Portal B)까지 가는데 임무관점(Mission View), 비행 관점(Vehicle View), 모델링 관점(Modeling View)으로 구분하여 보여 주고 있음. 현관(Doorstep)에서 출발하여 소형공항(Portal A)에 접근하는 거리는 VTOL은 5마일, ESTOL은 10마일, CTOL은 21마일 이내로 보고 있으며, 비행고도 10,000ft 이하에서 100~250kts의 속도로 비행하는 것으로 제시하였다. 여기서 임무형상(mission profile)은 지상이동-이륙-최적상승-순항비행-하강-지상 이동 패턴을 보여 주고 있음[3]

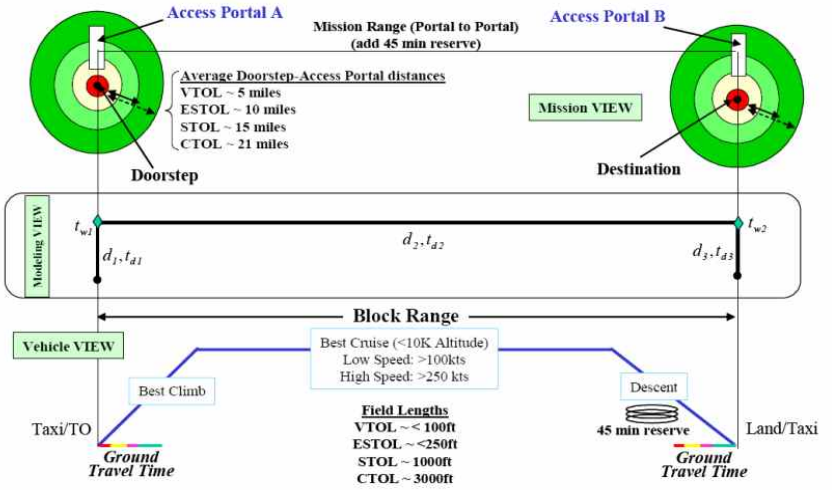


그림 60. PAV 임무형상[3]

임무형상		Typical Roadable
주행 모드	주행 속도	60 mph
	거리	90 miles
비행 모드	거리	360 nm
	최대 속도	140 kt
	순항 속도	120 kt
	순항 고도	8000 ft
	우회 거리	50 nm
	승객	1 pax
	수하물	50 lb
기타 요구사항	이륙 거리	1500 ft
	이륙 고도	0 ft
	상승률	500 fpm
	상승 시작 고도	0 ft
	실속 속도	45 kt
	최대 상승 고도	10,000 ft
	선회 속도	80 kt
	선회 하중 계수	1 g

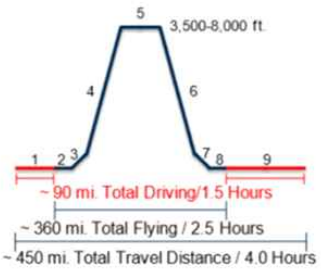


그림 61. PAV 설계 임무 정의

1-3-③ 사이징 및 통합

- 임무 요구조건이 정의된 다음 단계는 구속조건 해석과 사이징을 수행하는 것임

- 구속조건 해석의 목적은 모든 임무 설계 구속조건을 동력대중량비 대 익면하중 그래프로 변경하기 위한 것임, 이러한 그래프는 모든 임무 요구조건을 만족하는 최적화된 설계값을 제공함(아래 그림)

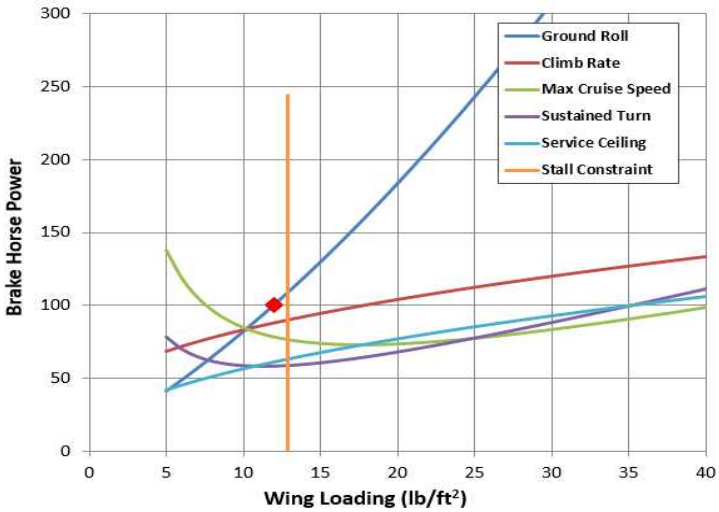


그림 62. Transition 형상의 동력대중량비 대 익면하중 그래프

- 일반적인 항공기 설계에서는 가능하면 작고 저렴한 엔진을 사용하기 위해 모든 설계 구속조건들을 만족하는 동력대중량비가 최소가 되는 설계점 근처에서 최적화 설계점이 정해짐. 그러나 노면주행 항공기의 경우 동력대중량비의 작은 증가도 익면하중을 크게 증가시킬 수 있고 이는 지상에서 PAV가 차지하는 공간에 영향을 미치므로 추가로 비교연구가 필요함
- 일단 설계가 동력대중량비로 정의되면, 사이징이 진행되어 이 분석은 가장 기본적인 무게분율 분석(연료 무게분율과 공허중량에 대한 회귀분석 수행)으로 시작하여 그 다음 단계로 적절한 임무 연료 무게 계산을 위한 분석 수행, 주요 구성요소(주익 중량, 미익 중량, 동체 중량, 랜딩기어 중량, 엔진중량)에 대한 weight breakdown을 계산하여 더 정확한 분석을 수행함
- 세부 시스템(프로펠러 중량, 터빈 중량, morphing과 folding 시스템 중량, 배터리 중량, 자동차 시스템 중량, ballistic recovery 시스템 중량)의 weight breakdown을 계산하여 분석을 마침
- 날개 접힘(wing folding) 시스템 중량은 러시아 해군 항공기 날개 접힘 시스템 중량 데이터를 기반으로 계산함

○ 사이징 프로그램 개발

- 본 연구는 1차년도에 PAV 사이징 프로그램을 개발하고 2차년도에 이 사이징 프로그램을 사용하여 PAV 사이징을 수행하는 것으로 계획되어 있음
- 본 연구에서의 목표 요구조건(Target Requirement)은 아래표와 같음

표 20 임무 요구조건

변수		수치	단위
주행 모드	주행 속도	60	mph
	거리	250	miles
비행 모드	거리	250	nm
	최대 속도	100	kt

	순항 속도	85	kt
	순항 고도	8000	ft
	우회 거리	50	nm
	승객	0	pax
	수하물	50	lb
기타 요구사항	이륙 거리	1700	ft
	이륙 고도	0	ft
	상승률	550	fpm
	상승 시작 고도	0	ft
	실속 속도	42	kt
	최대 상승 고도	10,000	ft
	선회 속도	80	kt
	선회 하중 계수	1	g
주행 모드의 크기 제한	너비	7.25	Ft
	길이	20	Ft
	높이	7	Ft

- 본 연구에서의 사이징 과정은 아래와 같음
  - 개념설계 이전의 사이징(pre-conceptual sizing)을 수행하고 여러개의 가능성 있는 개념을 도출하기 위함

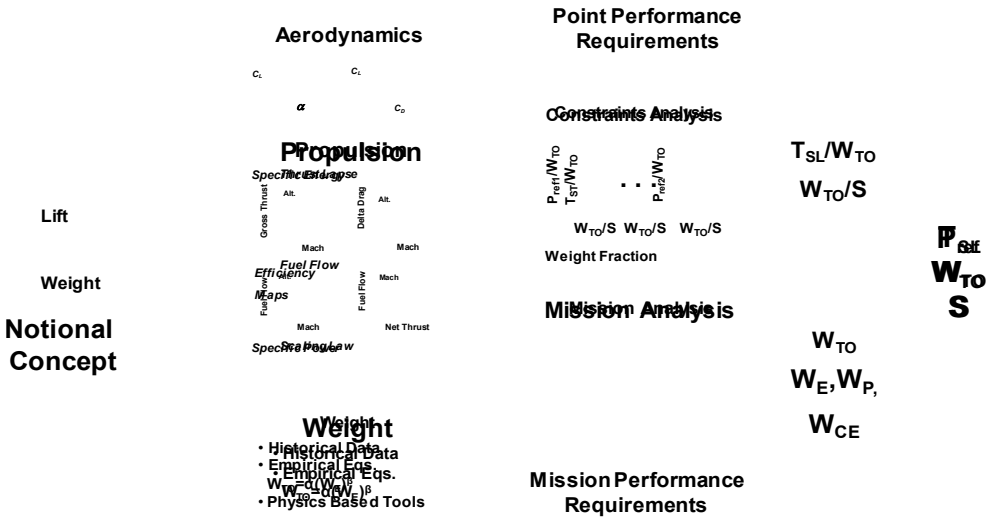


그림 63. 사이징 절차

- 일련의 유망한 개념을 위한 사전 개념적 사이징 조정 및 체계종합을 수행
- 각 대체 개념은 일련의 요구사항에 맞게 크기가 정해지며, 다음 내용을 포함:
  - 임무수행 (e.g. 유상하중 및 거리)
  - 포인트 성능 요구사항 (e.g. 지상 성능, 최대속도, 상승한계)
  - 기하학적 구속조건 (e.g. 날개 길이)
- 이 과정의 결과에는 그룹 무게, 날개 면적, 엔진 크기, 기준 파워 및 총 연료/에너지 소비량에 따른 이륙 총 중량이 포함됨

표 21 NASA요구 조건 및 Terrafugia, Hummer H2 크기

	NASA PAV Requirement	Terrafugia	Hummer H2
H(ft)	7	6.7	6.6
W(ft)	7.25	7.5	6.8
L(ft)	20	18.8	17

○ Excel 기반 사이징 프로그램

- Excel과 VBA (Visual Basic for Application)을 사용하여 프로그래밍한 도로주행형 PAV 사이징 프로그램은 아래와 같음

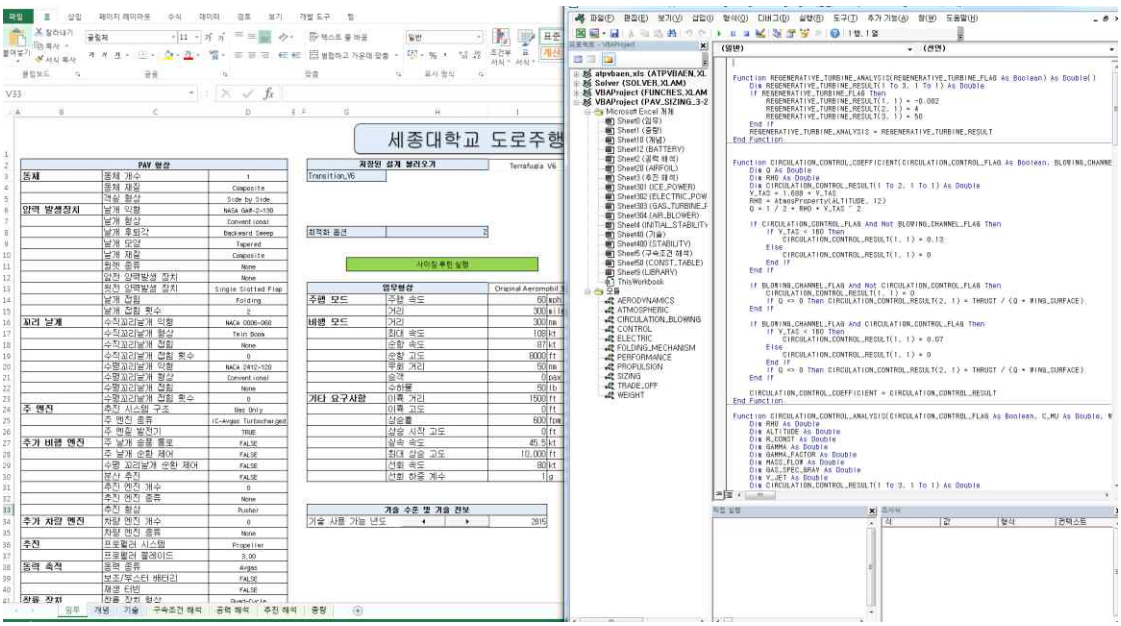


그림 64. Microsoft사의 Visual Basic과 Excel을 사용 PAV 사이징 프로그램

- 아래 그림은 개발된 PAV 사이징 프로그램이 수행되는 과정을 보여줌
- PAV 사이징 프로그램은 사이징하려는 PAV에 대한 설계 변수(동체 개수/재질, 날개 익형/형상/재질/접이구조/앞·뒷전 양력발생장치, 엔진, 착륙장치 등)를 먼저 입력하고 원하는 임무 형상을 구성하여 원하는 선택사항(1. 요구 동력의 최소화 / 2. 날개면적의 최소화)을 선택하여 사이징을 수행하면 초기 사이징된 수치가 공력 해석 시트, 추진 해석 시트, 중량 해석 시트에 표시됨
- 초기 사이징된 수치를 이용하여 사이징 반복과정을 통해 선택된 설계변수에 맞는 최적화된 수치를 구속조건 해석 시트에 그래프로 표현하고 최종 예측값을 임무시트와 각 해석시트(공력 해석 시트, 추진 해석 시트, 중량 해석 시트)에 표시함
- 아래 그림은 개발된 PAV 사이징 프로그램 내에서 초기사이징이 수행되는 과정을 보여줌
- 형상 요구조건에 따라 미리 설정된 설계변수와 수행하려는 임무형상을 이용하여 공력, 추진, 중량에 대한 초기사이징을 수행할 수 있으며, PAV에 사용되는 세부 계통의 기술 수준과 미래 기술 진보 상태를 설정하여 사이징을 수행하면 미래의 PAV에 대한 공력, 추진, 중량에 대한 예측이 가능함

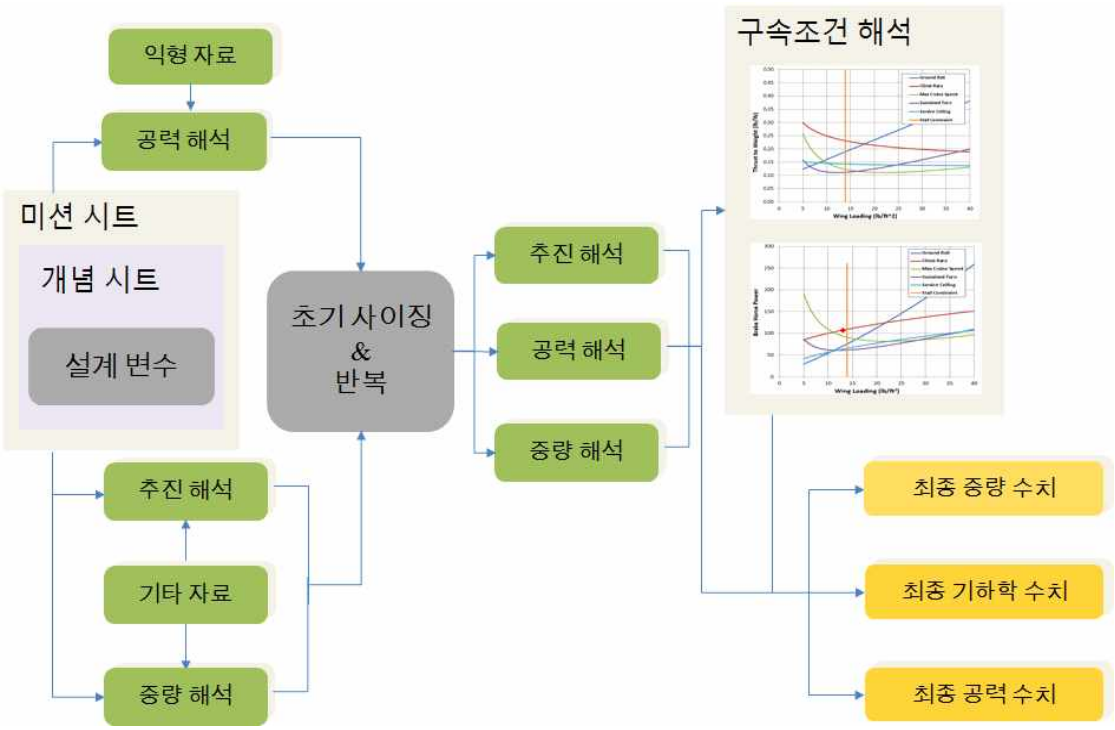


그림 65. PAV 사이징 프로그램 구성

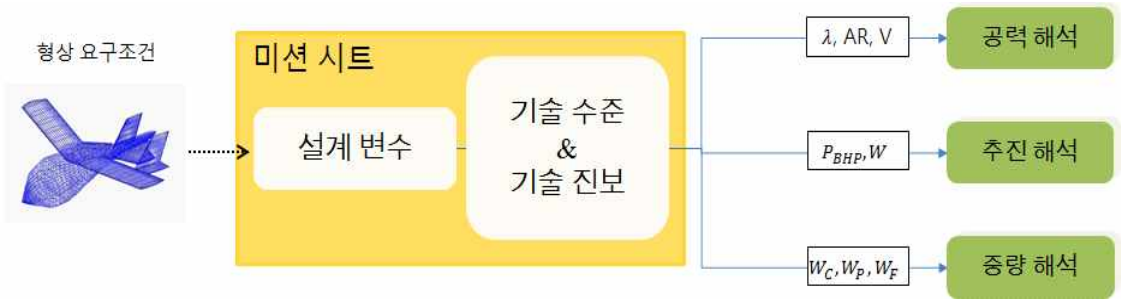


그림 66. 초기사이징 수행 과정

- 본 도로주행형 PAV 사이징(Sizing) 프로그램은 세부적으로 임무(Mission), 개념, 기술, 구속조건 해석, 공력 해석, 추진 해석, 중량 시트(sheet)로 구성됨
- 본 PAV 사이징 프로그램의 임무 시트에서는 개념에서 작성된 PAV 형상과 임무형상(Mission Profile)을 이용하여 개념설계 결과인 비행체 요목표 요약 및 세부계통(Subsystem)을 포함한 PAV 무게를 구할 수 있음. 또한, 개념 시트에서 미리 작성된 PAV 형상과 임무형상(Mission Profile)만 사용하는 것이 아니라 수행하고자 하는 임무 및 형상을 자유롭게 변경하면서 사이징 수행이 가능함

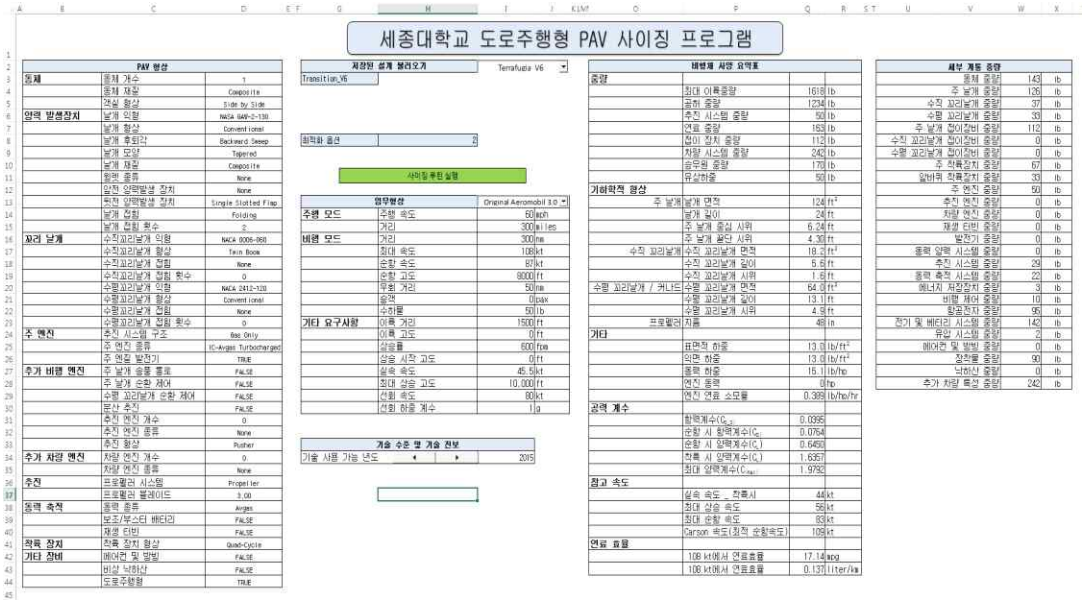


그림 67. 임무 시트

- 임무 시트(Mission Sheet)
  - 임무 시트(아래 그림)는 사이징하고자 하는 PAV (Personal Air Vehicle)의 형상과 임무형상을 이용하여 임무에 대한 무게 예측 및 항공기 각 요소에 대한 사이징 결과값이 출력되는 부분임
  - 임무 시트 내부의 PAV 형상 부분은 PAV의 형상을 입력하는 부분이며, 동체 개수/재질, 날개의 익형/형상/후퇴각/모양/재질/윙렛 종류 등 주 날개의 형상변수, 꼬리 날개, 차량 엔진, 엔진 및 추진 시스템, 착륙 장치, 기타 장비에 관하여 PAV 형상 정보를 입력함

PAV 형상		
동체	동체 개수	1
	동체 재질	Composite
	객실 형상	Side by Side
양력 발생장치	날개 익형	NASA GAW-2-130
	날개 형상	Conventional
	날개 후퇴각	Backward Sweep
	날개 모양	Tapered
	날개 재질	Composite
	윙렛 종류	None
	앞전 양력발생 장치	None
	뒷전 양력발생 장치	Single Slotted Flap
	날개 접힘	Folding
	날개 접힘 횟수	2
꼬리 날개	수직꼬리날개 익형	NACA 0006-060
	수직꼬리날개 형상	Twin Boom
	수직꼬리날개 접힘	None
	수직꼬리날개 접힘 횟수	0
	수평꼬리날개 익형	NACA 2412-120
	수평꼬리날개 형상	Conventional
	수평꼬리날개 접힘	None
	수평꼬리날개 접힘 횟수	0

주 엔진	추진 시스템 구조	Gas Only
	주 엔진 종류	IC-Avgas Turbocharged
	주 엔진 발전기	TRUE
추가 비행 엔진	주 날개 송풍 통로	FALSE
	주 날개 순환 제어	FALSE
	수평 꼬리날개 순환 제어	FALSE
	분산 추진	FALSE
	추진 엔진 개수	0
	추진 엔진 종류	None
	추진 형상	Pusher
추가 차량 엔진	차량 엔진 개수	0
	차량 엔진 종류	None
추진	프로펠러 시스템	Propeller
	프로펠러 블레이드	3.00
동력 축적	동력 종류	Avgas
	보조/부스터 배터리	FALSE
	재생 터빈	FALSE
착륙 장치	착륙 장치 형상	Quad-Cycle
기타 장비	에어컨 및 방빙	FALSE
	비상 낙하산	FALSE
	도로주행형	TRUE

그림 68. 임무 시트내의 PAV 형상 입력 부분

  - 임무 시트 내부의 임무형상 부분은 PAV 형상 부분에서 입력된 PAV 형상이 수행할 임무를 입력하는 부분이며 주행 모드와 비행 모드를 구분하고 기타 임무 요구조건들을 입력함

임무형상		Original Aeromobil 3.0	
주행 모드	주행 속도	60	mph
	거리	300	miles
비행 모드	거리	300	nm
	최대 속도	108	kt
	순항 속도	87	kt
	순항 고도	8000	ft
	우회 거리	50	nm
	승객	0	pax
	수하물	50	lb
기타 요구사항	이륙 거리	1500	ft
	이륙 고도	0	ft
	상승률	600	fpm
	상승 시작 고도	0	ft
	실속 속도	45.5	kt
	최대 상승 고도	10,000	ft
	선회 속도	80	kt
	선회 하중 계수	1	g

그림 69. 임무형상 각 단계의 설계변수

- PAV 형상과 임무형상을 결정한 후 사이징 루틴 실행 탭을 눌러 사이징을 수행할 수 있음. 사이징을 수행할 때 최적화 옵션 1과 2를 선택할 수 있으며 옵션 1은 요구 동력을 최소화하는 것이고 옵션 2는 날개 면적을 최소화하는 옵션임
- 사이징 루틴실행 버튼을 누르면 형상과 임무에 적합한 PAV 각 요소의 사양(specification)을 구할 수 있으며, 세부계통의 중량을 구할 수 있음

비행체 사양 요약표			
중량			
	최대 이륙중량	1618	lb
	공허 중량	1234	lb
	추진 시스템 중량	50	lb
	연료 중량	163	lb
	접이 장치 중량	112	lb
	차량 시스템 중량	242	lb
	승무원 중량	170	lb
	유상하중	50	lb
기하학적 형상			
주 날개	날개 면적	124	ft^2
	날개 길이	24	ft
	주 날개 중심 시위	6.24	ft
	주 날개 끝단 시위	4.30	ft
수직 꼬리날개	수직 꼬리날개 면적	18.2	ft^2
	수직 꼬리날개 길이	5.6	ft
	수직 꼬리날개 시위	1.6	ft
수평 꼬리날개 / 커나드	수평 꼬리날개 면적	64.0	ft^2
	수평 꼬리날개 길이	13.1	ft
	수평 꼬리날개 시위	4.9	ft
프로펠러	지름	48	in
기타			
	표면적 하중	13.0	lb/ft^2
	익면 하중	13.0	lb/ft^2
	동력 하중	15.1	lb/hp
	엔진 동력	0	hp
	엔진 연료 소모율	0.389	lb/hp/hr
공력 계수			
	항력계수(C_{D_0})	0.0395	
	순항 시 항력계수(C_D)	0.0764	
	순항 시 양력계수(C_L)	0.6450	
	착륙 시 양력계수(C_L)	1.6357	
	최대 양력계수($C_{L_{max}}$)	1.9792	
참고 속도			
	실속 속도 _ 착륙시	44	kt
	최대 상승 속도	56	kt
	최대 순항 속도	83	kt
	Carson 속도(최적 순항속도)	109	kt
연료 효율			
	108 kt에서 연료효율	17.14	mpg
	108 kt에서 연료효율	0.137	liter/km

세부 계통 중량		
동체 중량	143	lb
주 날개 중량	126	lb
수직 꼬리날개 중량	37	lb
수평 꼬리날개 중량	33	lb
주 날개 접이장비 중량	112	lb
수직 꼬리날개 접이장비 중량	0	lb
수평 꼬리날개 접이장비 중량	0	lb
주 착륙장치 중량	67	lb
앞바퀴 착륙장치 중량	33	lb
주 엔진 중량	50	lb
추진 엔진 중량	0	lb
차량 엔진 중량	0	lb
재생 터빈 중량	0	lb
발전기 중량	0	lb
동력 양력 시스템 중량	0	lb
추진 시스템 중량	29	lb
동력 축적 시스템 중량	22	lb
에너지 저장장치 중량	3	lb
비행 제어 중량	10	lb
항공전자 중량	95	lb
전기 및 베터리 시스템 중량	142	lb
유압 시스템 중량	2	lb
에어컨 및 방빙 중량	0	lb
장착물 중량	90	lb
낙하산 중량	0	lb
추가 차량 특성 중량	242	lb

그림 70. 사이징 결과 PAV 사양 요약표 및 세부계통 중량

- 개념 시트

  - 개념 시트(Concepts Sheet)는 임무 시트에서 사용될 PAV의 형상 및 임무형상을 설정할 수 있음. 개념 시트는 세부계통 옵션, 임무형상, 저장된 설계예로 구성됨

세부 계통 옵션		1	2	3	4	5
동체	동체 개수	1	2			
	동체 재질	Aluminum	Advanced Alloy	Composite		
	객실 형상	Side by Side	Tandem	Quad		
양력 발생장치	날개 익형	None	NACA 63A010-100	FX 63-137-137	NACA 0006-060	NACA 2412-120
	날개 형상	Conventional	~~Joined Wing~~	~~Biplane~~	~~Staggered Wing~~	~~Tandem~~
	날개 후퇴각	None	Forward Sweep	Backward Sweep		
	날개 모양	Rectangular	Tapered	Elliptical		
	날개 재질	Aluminum	Advanced Alloy	Composite		
	윙렛 종류	None	Upturned	Downturned	Round Tip	Raked
	앞전 양력발생 장치	None	Slat	Fixed Slot	Kruger Flap	Maxwell Flap
	뒷전 양력발생 장치	None	Plain Flap	Split Flap	Single Slotted Flap	Double Slotted Flap
	날개 접힘	None	Folding	Folding-Rotating	Telescoping	
	날개 접힘 횟수	0	1	2	3	4
꼬리 날개	수직꼬리날개 익형	None	NACA 63A010-100	FX 63-137-137	NACA 0006-060	NACA 2412-120
	수직꼬리날개 형상	None	Conventional	T-tail	Cruciform	V-Tail
	수직꼬리날개 접힘	None	Folding	Folding-Rotating	Telescoping	
	수직꼬리날개 접힘 횟수	0	1	2	3	4
	수평꼬리날개 익형	None	NACA 63A010-100	FX 63-137-137	NACA 0006-060	NACA 2412-120
	수평꼬리날개 형상	None	Conventional	~~Canard~~	~~Canard and Tail~~	~~Flying Wing~~
	수평꼬리날개 접힘	None	Folding	Folding-Rotating	Telescoping	
	수평꼬리날개 접힘 횟수	0	1	2	3	4
주 엔진	추진 시스템 구조	Gas Only	Electric Only	Hybrid Electric Serial	Hybrid Electric Parallel	
	주 엔진 종류	IC-Avgas	IC-Avgas Turbocharged	IC-Diesel	IC-Diesel Turbocharged	IC-Rotary
	주 엔진 발전기	FALSE	TRUE			
추가 비행 엔진	주 날개 슬롯 통로	FALSE	~~TRUE~~			
	주 날개 순환 제어	FALSE	~~TRUE~~			
	수평 꼬리날개 순환 제어	FALSE	~~TRUE~~			
	분산 추진	FALSE	TRUE			
	추진 엔진 개수	0	1	2	3	4
	추진 엔진 종류	None	IC-Avgas	IC-Diesel	Gas Turbine	Electric
	추진 형상	Tractor	Pusher	Tractor & Pusher	Jet Engine	Distributed
추가 차량 엔진	차량 엔진 개수	0	1	2	3	4

그림 71. 세부계통 옵션

  - 세부계통 옵션(Subsystem Options)은 크게 9개의 항목인 동체(Fuselage), 양력 발생장치(Lift Generation), 주 엔진(Main Engine), 추가 비행 엔진(Additional Flight Engine), 추가 차량 엔진(Additional Car Engine), 에너지 저장(Energy storage), 추진(Propulsion), 착륙장치(Landing Gear), 기타 장비(Miscellaneous)로 나눠지며 해당 변수값 입력을 통해 PAV 형상 및 세부계통을 설정함
  - 동체는 동체 개수, 형상, 재질로 나눠지며 꼬리날개의 경우 수직/수평 꼬리 날개의 형상, 익형, 접힘, 접혀지는 수로 나눠지며 양력 발생장치의 경우는 꼬리날개와 유사하지만 추가적으로 날개 끝단부의 모양과 양력발생장치에 대해서 추가 설정이 가능함
  - 엔진은 주 엔진, 추가 비행 엔진, 추가 차량 엔진으로 구분하여 설정이 가능하며 에너지 저장 부분은 동력 종류, 보조/부스터 배터리, 재생 터빈으로 나누어짐
  - 추진에서는 현재 PAV의 추진 시스템을 프로펠러, 덕트 팬, 원심 팬 중에서 선택이 가능하며, 프로펠러를 선택한 경우 블레이드의 개수도 지정할 수 있음
  - 저장된 설계 예제는 세부계통 옵션을 이용하여 설계자가 PAV의 형상을 구성할 수 있으며, 9가지의 PAV형상 조합을 생성할 수 있음

저장된 설계 예제	항공기 #1	항공기 #2	항공기 #3	항공기 #4	항공기 #5	항공기 #6
이름	CANARD 4W - 1 Pax	AEROMOBIL	CESSNA C172N	AEROMOBIL6	AEROMOBIL 3.0	Terrafugia_V6
기술	Canard concept with four wheels and one passenger	Standard Aeromobil 3.0	Typical Cessna C172N trainer aircraft	Standard Aeromobil 3.0_V6	Standard Aeromobil 3.0	Transition_V6
동체 개수	1	1	1	1	1	1
동체 재질	3	2	1	3	3	3
객실 형상	1	1	3	1	1	1
날개 익형	3	5	5	5	3	5
날개 형상	1	1	1	1	1	1
날개 후퇴각	1	1	1	1	1	1
날개 모양	2	1	2	1	1	2
날개 재질	3	1	1	3	3	3
윙렛 종류	1	1	1	1	1	1
앞전 양력발생 장치	2	1	1	1	1	1
뒷전 양력발생 장치	5	4	4	4	4	4
날개 접힘	2	3	1	3	3	2
날개 접힘 횟수	3	2	1	2	2	3
수직꼬리날개 익형	4	2	4	2	2	4
수직꼬리날개 형상	2	5	2	5	5	6
수직꼬리날개 접힘	1	1	1	1	1	1
수직꼬리날개 접힘 횟수	1	1	1	1	1	1
수평꼬리날개 익형	3	2	4	2	2	5
수평꼬리날개 형상	3	2	2	2	2	2
수평꼬리날개 접힘	4	1	1	1	1	1
수평꼬리날개 접힘 횟수	2	1	1	1	1	1
추진 시스템 구조	3	2	1	2	2	1
주 엔진 종류	6	2	1	2	2	2
주 엔진 발전기	2	2	1	2	2	1
주 날개 송풍 통로	1	1	1	1	1	1
주 날개 순환 제어	1	1	1	1	1	1
수평 꼬리날개 순환 제어	1	1	1	1	1	1
분산 추진	1	1	1	1	1	1
추진 엔진 개수	2	2	2	1	1	1

그림 72. 저장된 설계 예제

- 저장된 설계 예제에서 설계하고자 하는 PAV형상을 설정한 후 그 아래에 있는 테이블에 PAV 각 요소마다의 특징을 설정할 수 있음
- 우선 PAV의 주 날개, 수직 / 수평 꼬리날개의 가로세로비, 테이퍼 비, 후퇴각, 날개의 접힘 지점을 지정 할 수 있으며, PAV 동체의 길이, 너비, 높이 또한 설정이 가능함. 그리고 PAV의 동체 / 착륙장치 / 기타 장착물에 대한 항력 계수를 설정하여 사이징 프로그램을 구동할 수 있도록 함
- 저장된 설계 예제에서 PAV의 주 날개, 꼬리날개 및 세부계통의 무게 중심을 설정할 수 있음. 저장된 설계 예제에서 PAV 형상 설계 시 그 세부계통을 사용하지 않도록 설정하여도 모든 세부계통에 대하여 대략적인 무게중심을 설정해야 프로그램 구동이 가능함

	CANARD 4W - 1 Pax	AEROMOBIL	CESSNA C172N	AEROMOBIL6	AEROMOBIL 3.0	Terrafugia_V6
이름	Canard concept with fo	Standard Aeromobil 3.0	Typical Cessna C172N t	Standard Aeromobil 3.0	Standard Aeromobil 3.0	Transition_V6
주 날개 가로세로 비	6	8	7.8	7.56	7.67	4.48
주 날개 테이퍼비	0.5	1	0.672	0.53	0.53	0.69
주 날개 후퇴 각	0	0	0	8.5	8.5	2
주 날개 굽힘 위치 (X1; X2; X3…)	**0.3;0.65**	0.2	1	0.2	0.1	**0.21;0.55**
수평 꼬리날개 / 커나드 부피 계수	0.9	0.7	0.6	0.7	0.7	0.7
수평 꼬리날개 / 커나드 가로세로비	6	4	4	1.423	1.423	2.6875
수평 꼬리날개 / 커나드 테이퍼비	1	1	1	0.62	0.35	1
수평 꼬리날개 / 커나드 후퇴 각	0	0	0	50	50	0
수평 꼬리날개 굽힘 위치 (X1; X2; X3…)	0.4	0.1	0.1	0.7	0.7	1
수직 꼬리날개 부피 계수	0.05	0.04	0.0411	0.04	0.04	0.04
수직 꼬리날개 가로세로비	2	2	2	2	2	3.47
수직 꼬리날개 테이퍼 비	1	0.2	0.2	0.2	0.5	0.43
수직 꼬리날개 후퇴각	0	0	0	0	0	35
수직 꼬리날개 굽힘 위치 (X1; X2; X3…)	0.2	0.1	0.1	0.7	0.7	1
부스터 배터리 이용시간	0	0	0	0	0	0
Fuselage C_{D0} S	3.00315	3	2.88	3	2.5	2.5
Landing Gear C_{D0} S	0.3	1	0.95	1	1	0.9
Protuberance & Misc C_{D0} S	0.05	0.05	0.05	0.05	0.05	0.05
엔진 분당 최전수	3500	5500	2700	5500	5500	5500
동체 길이	16.5	18	27	18	19.7	14.34
동체 너비	5.3	6	4	6	6.1	4.9
동체 높이	4	5	5	4	3.4	4.15
동체 세로 무게 중심	0.6	0.5	0.5	0.5	0.5	0.7
동체 가로 무게 중심	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5
주 날개 세로 무게 중심	0.8	0.6	0.45	0.35	0.36	0.45
주 날개 가로 무게 중심	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5
수평 꼬리날개 / 커나드 세로 무게중심	0.05	0.9	0.95	0.9	0.9	0.95
수평 꼬리날개 / 커나드 가로 무게중심	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5
수직 꼬리날개 세로 무게 중심	1	0.9	0.95	0.9	0.9	0.9
수직 꼬리날개 가로 무게 중심	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5
비행 제어 장치 세로 무게 중심	0.7	0.6	0.6	0.6	0.4	0.6
비행 제어 장치 가로 무게 중심	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5

그림 73. PAV 설계 변수

- 기술 시트(Technology Sheet)

기술 영향력

		켬/끄기	전기엔진 동력 밀도		전기 엔진 효율		배터리 에너지 밀도 증량		배터리 에너지 밀도 부피		연소 엔진 비연료 소모율		연소 엔진 중량		추진시스템 효율		추진 시스템 중량		공력 구조 중량	
			최상	최악 평균	최상	최악 평균	최상	최악 평균	최상	최악 평균	최상	최악 평균	최상	최악 평균	최상	최악 평균	최상	최악 평균	최상	최악 평균
사용자	세종대 가정 수치	☐	0	0.0%		0.0%		0.0%		0.0%		0.0%		0.0%		0.0%		0.0%		0.0%
엔진	T1: 새 전기 엔진 - 일반 기술	☐	0	0.25	0.1	0.02	0.01													
	T2: Halback 고급 전기 모터	☐	0			0.03	0.02													
	T3: Wankel 고급 로터리 엔진	☐	0								-0.1	0	-0.25	0.2						
	T4: 새 내부 연소 엔진 - 일반 기술	☐	0								-0.05	-0.04								
	T5: 고급 GT - (블리스크, 고온 합금)	☐	0								-0.05	-0.03	-0.02	-0.01						
에너지 저장장치	T6: 새 배터리 - 일반적인 기술	☐	0					0.1	0.1	0.5	0.3									
	T7: 보조 전원용 연료 전지	☐	0									-0.05	-0.01							
	T8: 재생 터빈 장치	☐	0					0.1	0.05	0.1	0.05							0.05	0.02	
추진	T9: 저 소음 프로펠러	☐	0															0.1	0	
	T10: 고급 덕트 팬 (3D 팬 블레이드 성형)	☐	0												0.03	0.02				
	T11: 고급 프로펠러 (Scimitar, 3D Shaping)	☐	0												0.08	0.02				
	T12: 추진 - 일반 기술	☐	0																	
공력	**T13: 자연스러운 층류 제어**	☐	0																	
	T14: 하이브리드 층류 제어	☐	0																	
	T15: 층류 항력 코팅	☐	0																	
	T16: 압전재료 능동 스킨	☐	0																0.05	0.1
	T17: 최적화된 Goldschmidt 동체 성형	☐	0																	
	T18: 능동적인 부하 완화	☐	0																-0.05	0
	T19: 가변 캠버	☐	0																	
	T20: 순 제로 질량 플럭스 제트	☐	0																	

그림 74. 기술 시트

- 기술 시트에서는 엔진, 에너지 저장, 추진, 공력, 구조, 기타장비에 속하는 부품의 미래 기술 발전이 PAV 성능에 얼마나 영향을 미치는지를 분석함. 기술 시트에서 각 부품의 기술 발전 정도를 설정한 후 켬/꺼짐을 체크하면 PAV 사이징 프로그램을 실행하였을 때 그 기술의 반영이 가능

- 구속조건 해석 시트(Constraint Analysis Sheet)

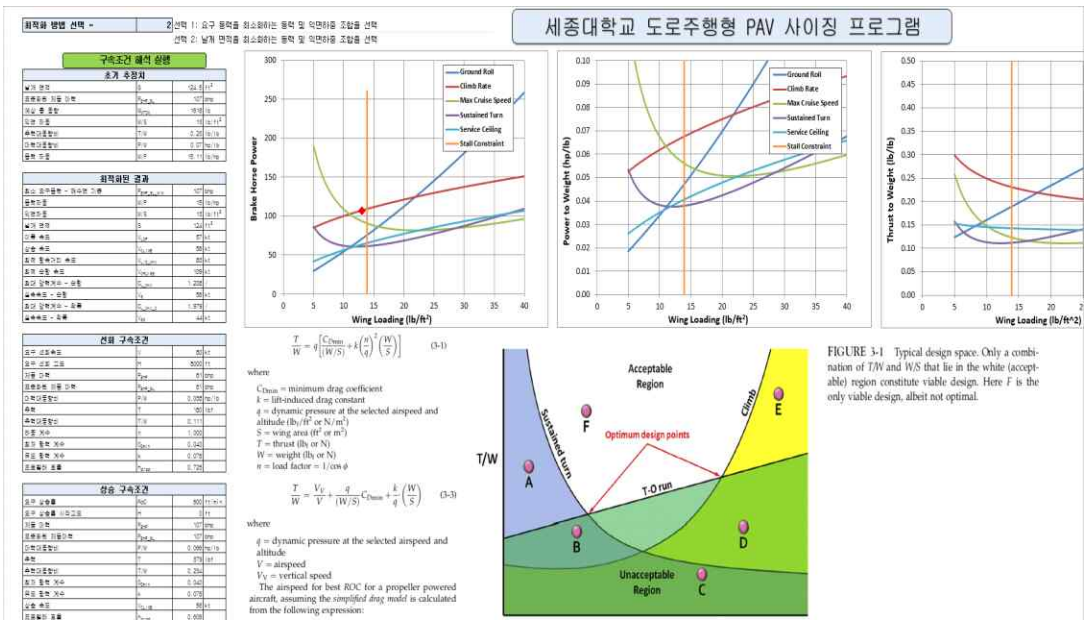


그림 75. 구속조건 해석 시트

- 구속조건 해석 시트에서는 초기 추정치(initial estimates), 최적화된 결과(optimized results), 선회 구속조건(turn constraint), 상승 구속조건(climb constraint), 지상활주거리 구속조건(ground roll constraint), 경제적 순항속도 구속조건(economy cruise speed constraint), 순항속도 구속조건(normal cruise speed constraint), 최대 순항속

도 구속조건(max cruise speed constraint), 상승한계 구속조건(service ceiling constraint), 최대 양력계수 구속조건(Cl_max constraint), 실속 구속조건(stall constraint)에 대한 값을 입력할 수 있음

- 아래 그림은 개발된 PAV 사이징 프로그램의 구속조건 해석 시트가 수행되는 과정을 나타내며, 임무 시트와 개념 시트의 구속조건과 공력자료 및 기타 자료를 이용하여 해석을 진행하여 구속조건 해석 시트의 선택사항에 따른 항공기 설계점을 구할 수 있음

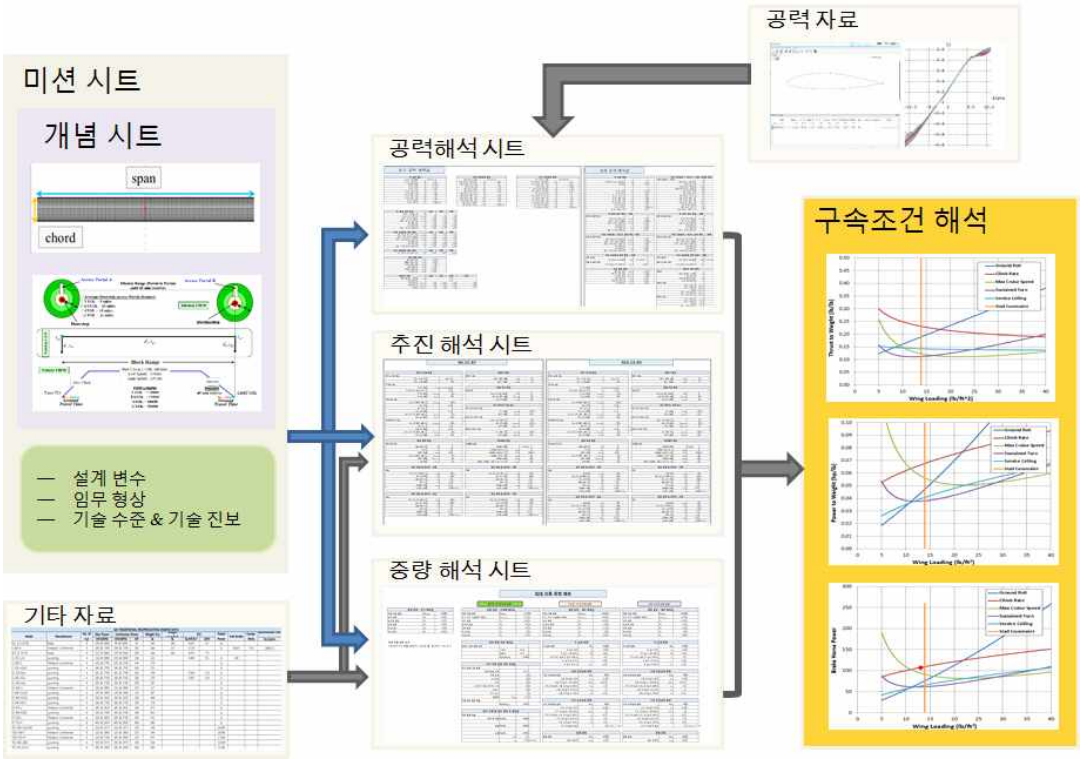
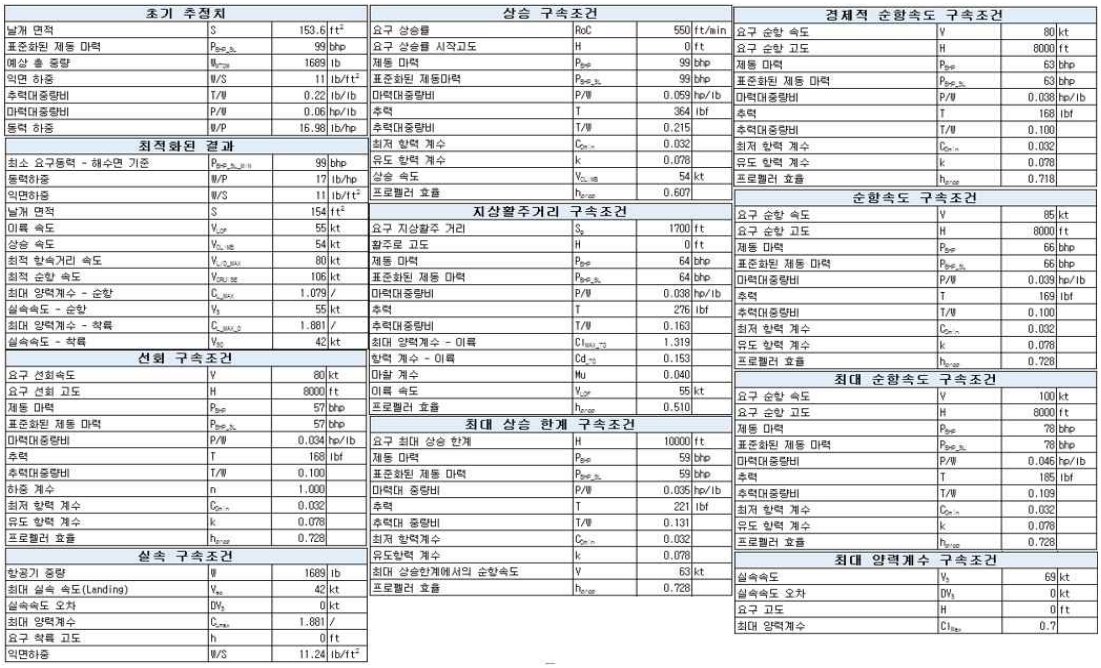


그림 76. 구속조건 해석 시트 흐름도



초기 추정치			
날개 면적	S	153.6	ft²
표준화된 제동 마력	$P_{SHP\_S_{ref}}$	99	bhp
예상 총 중량	W_{TOW}	1689	lb
익면 하중	W/S	11	lb/ft²
추력대중량비	T/W	0.22	lb/lb
마력대중량비	P/W	0.06	hp/lb
동력 하중	W/P	16.98	lb/hp

최적화된 결과			
최소 요구동력 - 해수면 기준	$P_{SHP\_S_{ref}@SL}$	99	bhp
동력하중	W/P	17	lb/hp
익면하중	W/S	11	lb/ft²
날개 면적	S	154	ft²
이륙 속도	V_{LOF}	55	kt
상승 속도	V_{CLIMB}	54	kt
최적 항속거리 속도	V_{CRUISE}	80	kt
최적 순항 속도	V_{CRUISE}	106	kt
최대 양력계수 - 순항	$C_{L_{MAX}}$	1.079	/
실속속도 - 순항	V_S	55	kt
최대 양력계수 - 착륙	$C_{L_{MAX\_L}}$	1.881	/
실속속도 - 착륙	V_{SL}	42	kt

선회 구속조건			
요구 선회속도	V	80	kt
요구 선회 고도	H	8000	ft
제동 마력	P_{BHP}	57	bhp
표준화된 제동 마력	$P_{SHP\_S_{ref}}$	57	bhp
마력대중량비	P/W	0.034	hp/lb
추력	T	168	lbf
추력대중량비	T/W	0.100	
하중 계수	n	1.000	
최저 항력 계수	$C_{D_{min}}$	0.032	
유도 항력 계수	k	0.078	
프로펠러 효율	h_{PROP}	0.728	

실속 구속조건			
항공기 중량	W	1689	lb
최대 실속 속도(Landing)	V_{SL}	42	kt
실속속도 오차	DV_S	0	kt
최대 양력계수	$C_{L_{MAX}}$	1.881	/
요구 착륙 고도	h	0	ft
익면하중	W/S	11.24	lb/ft²

상승 구속조건			
요구 상승률	RoC	550	ft/min
요구 상승률 시작고도	H	0	ft
제동 마력	P_{BHP}	99	bhp
표준화된 제동마력	$P_{SHP\_S_{ref}}$	99	bhp
마력대중량비	P/W	0.059	hp/lb
추력	T	364	lbf
추력대중량비	T/W	0.215	
최저 항력 계수	$C_{D_{min}}$	0.032	
유도 항력 계수	k	0.078	
상승 속도	V_{CLIMB}	54	kt
프로펠러 효율	h_{PROP}	0.607	

지상활주거리 구속조건			
요구 지상활주 거리	S_g	1700	ft
활주로 고도	H	0	ft
제동 마력	P_{BHP}	64	bhp
표준화된 제동 마력	$P_{SHP\_S_{ref}}$	64	bhp
마력대중량비	P/W	0.038	hp/lb
추력	T	276	lbf
추력대중량비	T/W	0.163	
최대 양력계수 - 이륙	CL_{MAX_TO}	1.319	
항력 계수 - 이륙	Cd_{TO}	0.153	
마찰 계수	Mu	0.040	
이륙 속도	V_{LOF}	55	kt
프로펠러 효율	h_{PROP}	0.510	

최대 상승 한계 구속조건			
요구 최대 상승 한계	H	10000	ft
제동 마력	P_{BHP}	59	bhp
표준화된 제동 마력	$P_{SHP\_S_{ref}}$	59	bhp
마력대 중량비	P/W	0.035	hp/lb
추력	T	221	lbf
추력대 중량비	T/W	0.131	
최저 항력계수	$C_{D_{min}}$	0.032	
유도항력 계수	k	0.078	
최대 상승한계에서의 순항속도	V	63	kt
프로펠러 효율	h_{PROP}	0.728	

경제적 순항속도 구속조건			
요구 순항 속도	V	80	kt
요구 순항 고도	H	8000	ft
제동 마력	P_{BHP}	63	bhp
표준화된 제동 마력	$P_{SHP\_S_{ref}}$	63	bhp
마력대중량비	P/W	0.038	hp/lb
추력	T	168	lbf
추력대중량비	T/W	0.100	
최저 항력 계수	$C_{D_{min}}$	0.032	
유도 항력 계수	k	0.078	
프로펠러 효율	h_{PROP}	0.718	

순항속도 구속조건			
요구 순항 속도	V	85	kt
요구 순항 고도	H	8000	ft
제동 마력	P_{BHP}	66	bhp
표준화된 제동 마력	$P_{SHP\_S_{ref}}$	66	bhp
마력대중량비	P/W	0.039	hp/lb
추력	T	169	lbf
추력대중량비	T/W	0.100	
최저 항력 계수	$C_{D_{min}}$	0.032	
유도 항력 계수	k	0.078	
프로펠러 효율	h_{PROP}	0.728	

최대 순항속도 구속조건			
요구 순항 속도	V	100	kt
요구 순항 고도	H	8000	ft
제동 마력	P_{BHP}	78	bhp
표준화된 제동 마력	$P_{SHP\_S_{ref}}$	78	bhp
마력대중량비	P/W	0.046	hp/lb
추력	T	185	lbf
추력대중량비	T/W	0.109	
최저 항력 계수	$C_{D_{min}}$	0.032	
유도 항력 계수	k	0.078	
프로펠러 효율	h_{PROP}	0.728	

최대 양력계수 구속조건			
실속속도	V_S	69	kt
실속속도 오차	DV_S	0	kt
요구 고도	H	0	ft
최대 양력계수	CL_{MAX}	0.7	

그림 77. 구속조건 해석 입력값

- 초기 추정치에서는 날개 면적(Wing area), 표준화된 제동마력(Normalized Brake Horse Power), 예상 총 중량(Assumed Gross Weight), 익면하중(Wing Loading), 추력대중량비(Thrust to Weight), 마력대중량비(Power to Weight), 동력하중(Power Loading)의 초기 예상값을 입력할 수 있음
- 최적화된 결과에서는 최소 요구동력(min power required), 동력하중(corresponding power loading), 익면하중(corresponding wing loading), 날개 면적(corresponding wing area), 이륙 속도(lift off speed), 상승속도(climb speed), 최대 항속거리 속도(best range speed), 최적 순항 속도(best cruise speed), 최대 양력계수(max lift coefficient), 실속속도(stall speed) 수치를 구할 수 있음
- 선회 구속조건, 상승 구속조건, 지상활주거리 구속조건, 경제적 순항속도 구속조건, 순항속도 구속조건, 최대 순항속도 구속조건, 최대 상승 한계 구속조건에서 사용되는 요구 수치들은 임무시트의 임무형상에 입력된 값을 사용
- 성능 모듈을 이용하여 각 구속조건 해석에서 최적화된 사이징 결과값을 구할 수 있으며, 옵션 1과 2에 따라 요구동력 또는 날개 면적이 최적화됨

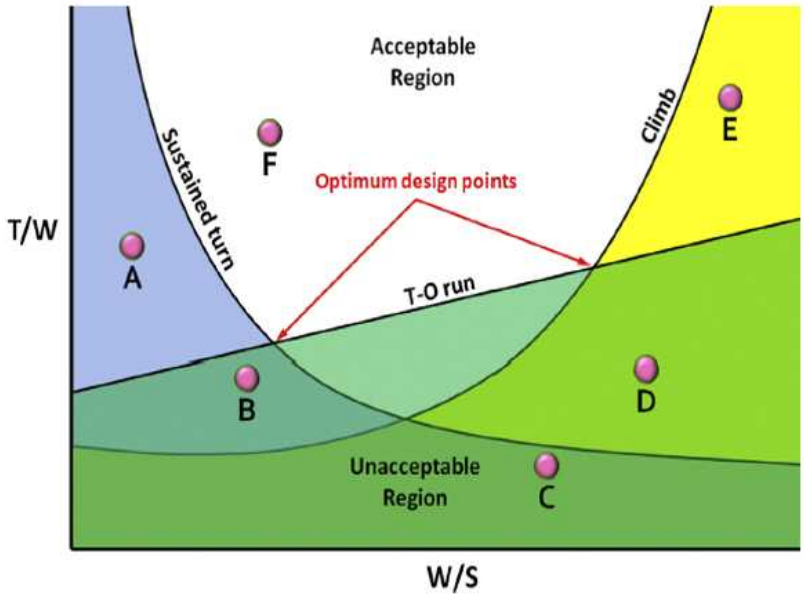


그림 78. 전형적인 항공기 설계 plot[20]

- 익면하중과 추력대중량비의 관계를 나타내는 위 그림에서 A~F까지의 여러 설계점이 존재하지만 모든 설계 구속조건을 만족하는 PAV 설계 가능점은 F임
- 익면하중과 제동 마력, 마력대중량비, 추력대중량비를 비교하여 아래와 같은 여러 형태의 그래프로 나타낼 수 있고 PAV 설계가 최적화되는 설계점을 알 수 있음

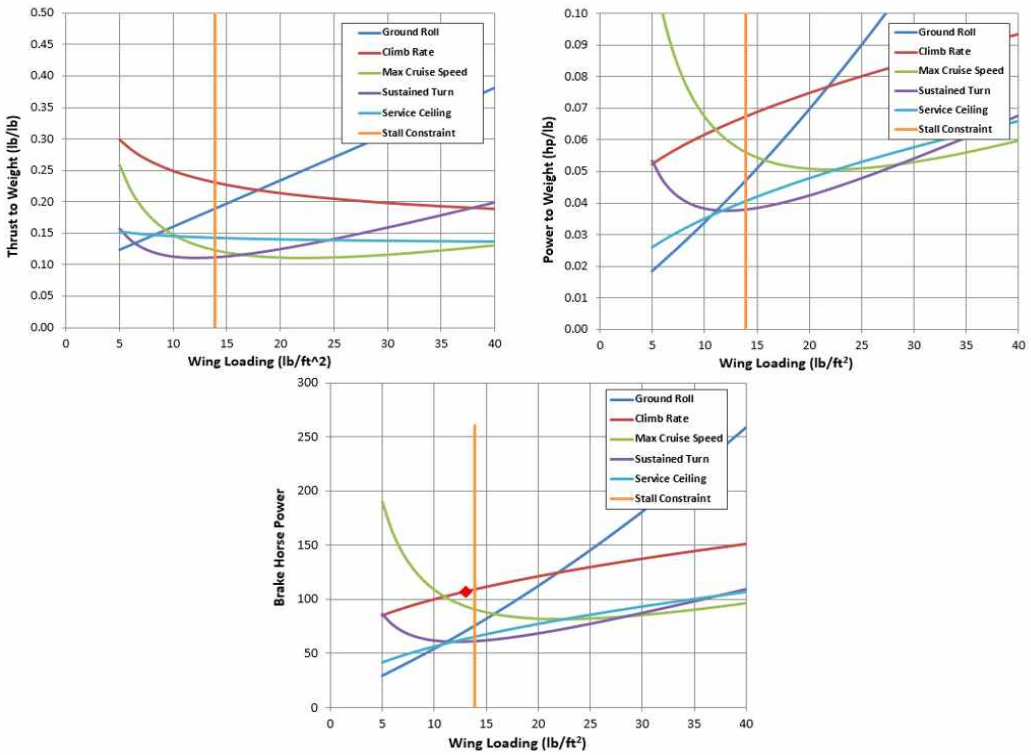


그림 79. 익면하중 Vs 추력대중량비, 마력대중량비, 제동마력

- 공력해석 시트(Aerodynamics Sheet)

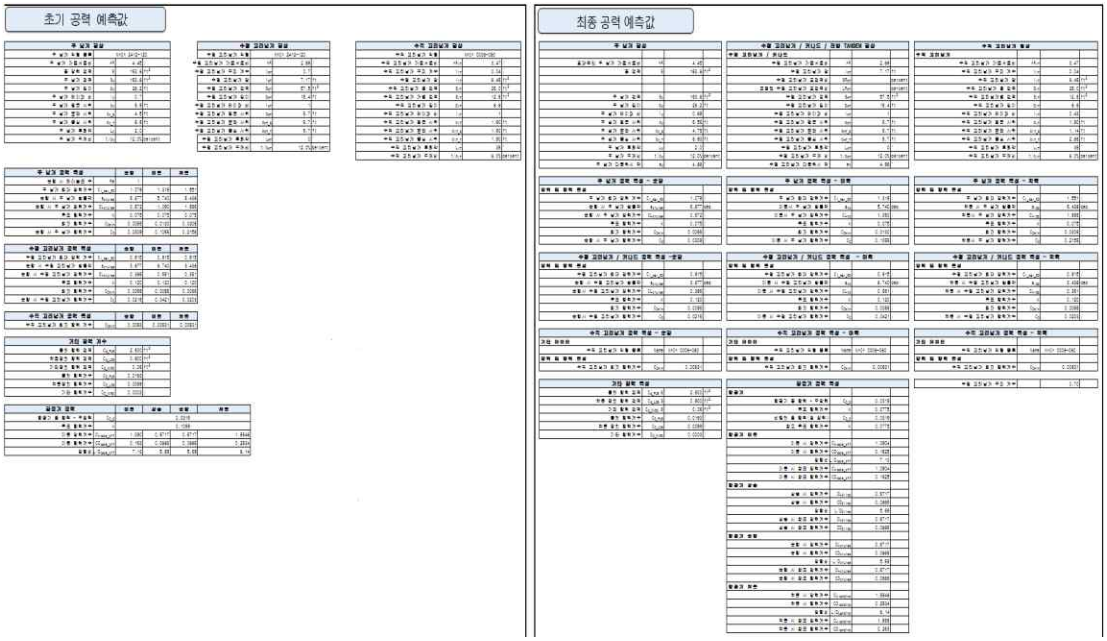


그림 80. 공력 해석 시트

- 공력해석 시트에서는 초기 공력 추정값, 최종 공력 예측값의 수치를 구할 수 있으며, 주 날개/수평·수직 꼬리날개의 형상과 공력특성값을 구할 수 있음
- 초기 공력 추정값은 임무 시트의 PAV 형상 데이터와 개념 시트의 PAV 형상 치수를 불러들여 초기 사이징을 수행하며 반복 계산을 통해 최종 공력 예측값을 구할 수 있음

주 날개 형상			
주 날개 익형 종류		NACA 2412-120	
주 날개 가로세로비	AR	4.48	/
총 양력 면적	S	153.6	ft^2
주 날개 면적	S_w	153.6	ft^2
주 날개 길이	b_w	26.2	ft
주 날개 테이퍼 비	λ_w	0.7	
주 날개 평균 시위	c_w	5.9	ft
주 날개 끝단 시위	$c_{w,t}$	4.8	ft
주 날개 중심 시위	$c_{w,r}$	6.9	ft
주 날개 후퇴각	L_w	2.0	°
주 날개 두께비	t/c_w	12.0%	percent

수평 꼬리날개 형상			
수평 꼬리날개 익형		NACA 2412-120	
수평 꼬리날개 가로세로비	AR	2.69	/
수평 꼬리날개 부피 계수	V_{HT}	0.7	
수평 꼬리날개 암	l_{HT}	7.17	ft
수평 꼬리날개 면적	S_{HT}	87.8	ft^2
수평 꼬리날개 길이	b_{HT}	15.4	ft
수평 꼬리날개 테이퍼 비	λ_{HT}	1	
수평 꼬리날개 평균 시위	c_{HT}	5.7	ft
수평 꼬리날개 끝단 시위	$c_{HT,t}$	5.7	ft
수평 꼬리날개 중심 시위	$c_{HT,r}$	5.7	ft
수평 꼬리날개 후퇴각	L_{HT}	0	°
수평 꼬리날개 두께비	t/c_{HT}	12.0%	percent

수직 꼬리날개 형상			
수직 꼬리날개 익형		NACA 0006-060	
수직 꼬리날개 가로세로비	AR_{VT}	3.47	/
수직 꼬리날개 부피 계수	V_{VT}	0.04	/
수평 꼬리날개 암	l_{VT}	6.45	ft^2
수직 꼬리날개 총 면적	S_{VT}	25.0	ft^2
수직 꼬리날개 개별 면적	S_{VT}	12.5	ft^2
수직 꼬리날개 길이	b_{VT}	6.6	
수직 꼬리날개 테이퍼 비	λ_{VT}	1	
수직 꼬리날개 평균 시위	c_{VT}	1.90	ft
수직 꼬리날개 끝단 시위	$c_{VT,t}$	1.90	ft
수직 꼬리날개 중심 시위	$c_{VT,r}$	1.90	ft
수직 꼬리날개 후퇴각	L_{VT}	35	°
수직 꼬리날개 두께비	t/c_{VT}	6.0%	percent

주 날개 공력 특성		순항	이륙	착륙
순항 시 레이놀즈 수	Re	1		
주 날개 최대 양력계수	$C_{L_{max\_3D}}$	1.079	1.319	1.881
순항 시 주 날개 받음각	α_{cruise}	5.677	8.740	5.436
순항 시 주 날개 양력계수	CL_{cruise}	0.572	1.090	1.555
유도 항력계수	k	0.078	0.078	0.078
최저 항력계수	$C_{D_{min}}$	0.0055	0.0130	0.0305
순항 시 주 날개 항력계수	C_D	0.0309	0.1055	0.2185

수평 꼬리날개 공력 특성		순항	이륙	착륙
수평 꼬리날개 최대 양력 계수	$C_{L_{max\_3D}}$	0.918	0.918	0.918
순항 시 수평 꼬리날개 받음각	α_{cruise}	3.677	6.740	3.436
순항 시 수평 꼬리날개 양력계수	CL_{cruise}	0.365	0.551	0.351
유도 항력계수	k	0.120	0.120	0.120
최저 항력계수	$C_{D_{min}}$	0.0055	0.0055	0.0055
순항 시 수평 꼬리날개 항력계수	C_D	0.0215	0.0421	0.0203

수직 꼬리날개 공력 특성		순항	이륙	착륙
수직 꼬리날개 최저 항력 계수	$C_{D_{min}}$	0.0053	0.00531	0.00531

기타 항력 계수			
동체 항력 면적	C_{d_FUS}	2.500	ft^2
착륙장치 항력 면적	C_{d_LDG}	0.900	ft^2
기타장치 항력 면적	C_{d_MISC}	0.05	ft^2
동체 항력계수	C_{D_FUS}	0.0163	/
착륙장치 항력계수	C_{D_LDG}	0.0059	/
기타 항력계수	C_{D_MISC}	0.0003	/

항공기 공력		이륙	상승	순항	착륙
항공기 총 항력 - 무양력	C_{D_0}	0.0319			
유도 항력계수	k	0.1059			
이륙 양력계수	$CL_{takeoff}$	1.090	0.5717	0.5717	1.5546
이륙 항력계수	$CD_{takeoff}$	0.153	0.0665	0.0665	0.2534
양항비	$L/D_{takeoff}$	7.13	8.59	8.59	6.14

그림 81. 초기 공력 추정값

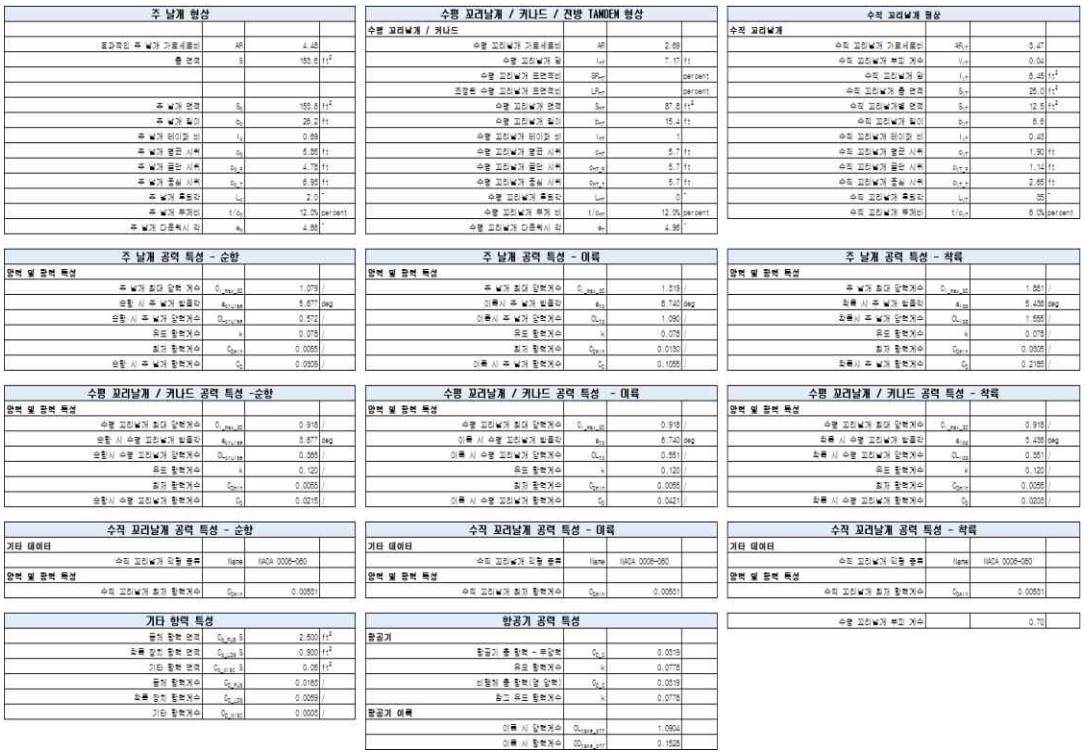


그림 82. 최종 공력 예측값

- 사이징을 수행하면 공력해석 시트에서는 날개의 양력 계수(lift coefficient), 받음각(angle of attack), 항력 계수(drag coefficient), 유도항력 계수(induced drag coefficient)를 이륙/ 순항/착륙 조건에 대해 나타냄

- 추진해석 시트(Propulsion Sheet)

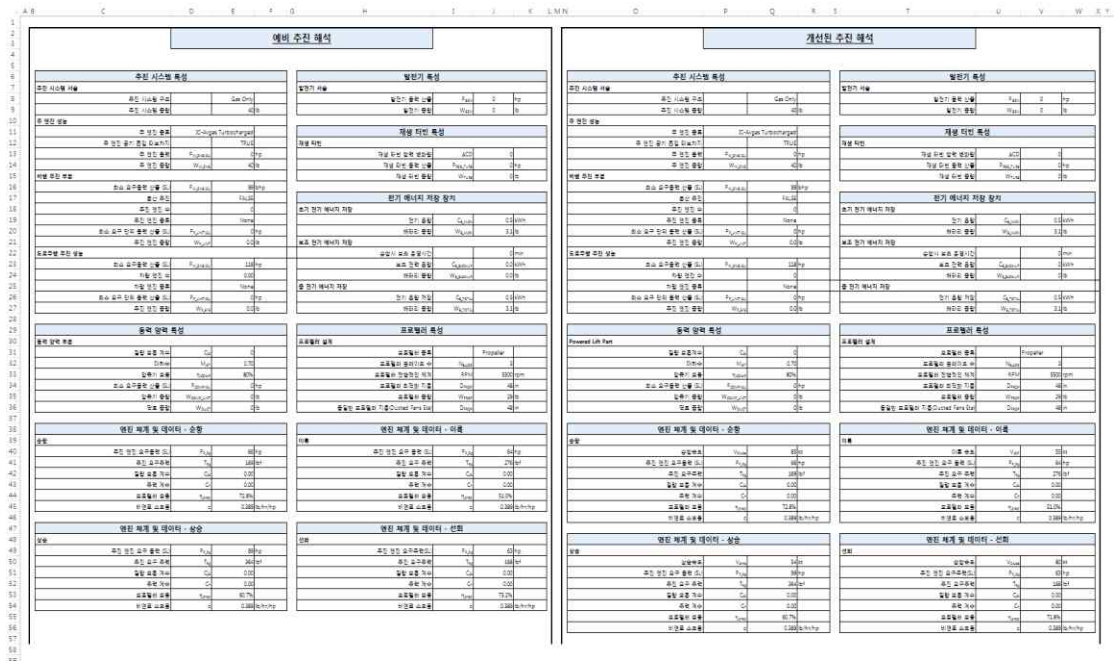


그림 83. 추진 해석 시트

- 추진해석 시트는 예비 추진 해석(Preliminary propulsion analysis)과 개선된 추진 해석(Refined propulsion analysis)로 나누어 구할 수 있고 추진 시스템(Propulsion

system), 발전기(generator), 재생 터빈(regenerative turbine), 전기 에너지(electric energy), 동력 양력(powered lift), 프로펠러(propeller)에 대한 추진 성능을 구할 수 있음. 또한, 엔진의 특성을 이륙, 순항, 상승, 선회로 나누어 구할 수 있음

- 예비 추진 해석을 수행하는 과정에서 사용되는 수치는 임무 시트와 개념 시트의 데이터를 사용하며, 추진 시스템의 중량/ 프로펠러 효율/비 연료 소모율 등 다양한 수치를 계산할 수 있음
- 또한 개선된 추진 해석은 예비 추진 해석에서 구한 수치보다 개선된 수치를 보여줌

- 중량해석 시트(Weight Sheet)



그림 84. 중량해석 시트

- 중량해석 시트(Weight sheet)에서는 반복 과정을 통해 계산된 중량 예측값을 표시하며, 처음에는 최대 이륙중량(maximum take-off weight), 공허중량(empty weight), 승무원 중량(crew weight), 연료 중량(fuel weight), 유상하중(payload weight), 유효하중(useful load weight)을 구할 수 있음
- 중량 해석은 아래 그림과 같이 임무 시트와 개념 시트에서 중량해석을 수행하기 위한 데이터를 불러들여 중량해석을 진행하며, 반복과정을 통해 개선된 중량을 예측할 수 있음

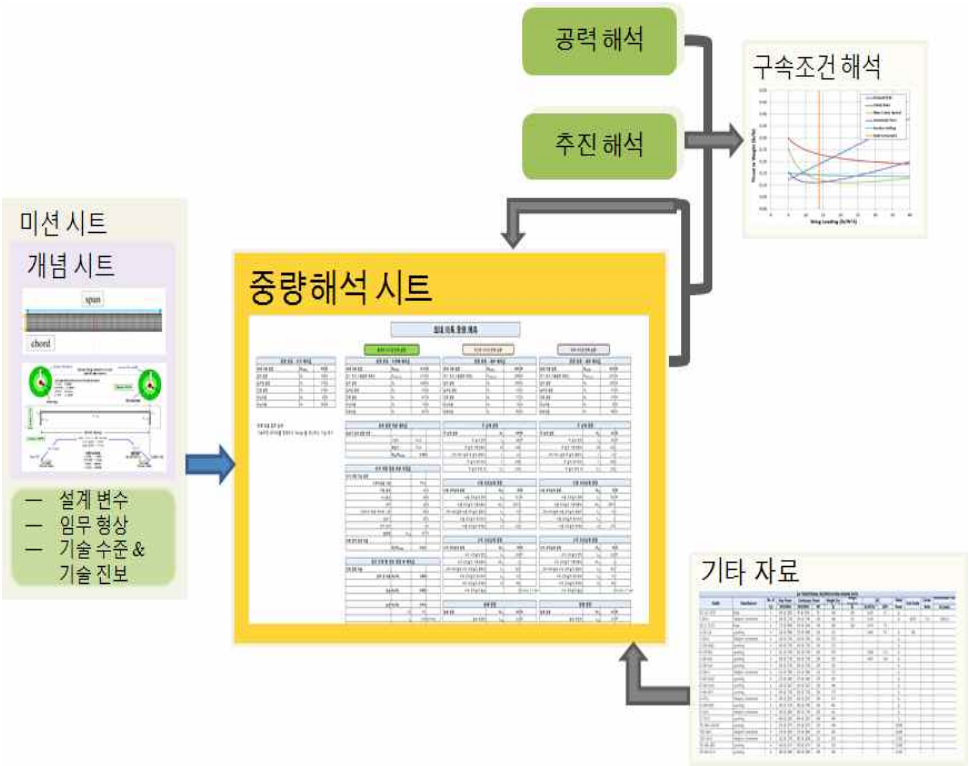


그림 85. 중력해석 시트 흐름도

중량 분류 - 두번째 예측값			
최대 이륙 중량	W_{MTOW}	1667	lb
초기 최대 이륙중량 예측값	W_{MTOW_INI}	1667	lb
공허 중량	W_E	1318	lb
승무원 중량	W_C	170	lb
연료 중량	W_F	130	lb
유상하중	W_P	50	lb
유효하중	W_T	350	lb

공허 중량 부분 예측값			
항공기 공허 중량 부분			
	가변익	FALSE	/
	복합재	TRUE	/
	W_{GA}/W_{MTOW}	0.590	/

추가 자량 중량 부분 측정값			
추가 자량 기능 중량			
도로주행형 자량		TRUE	
자량 통제		15	lb
서스펜션		29	lb
바퀴		18	lb
인테리어 트림, 에어백, 시트		84	lb
변속기		38	lb
전자 장비		3	lb
총중량	W_{GA}	187	lb
자량 장비 중량 비율			
	W_C/W_{MTOW}	0.201	/

임무 단계 별 연료 중량 비 예측값			
연료 중량 비율			
준비 및 이륙	W_1/W_0	1.000	/
상승	W_2/W_1	0.988	/
순항	W_3/W_2	0.961	/
	L/D	9.5	
	c_p	0.39	lb/hr/hp
	η_p	0.80	
하강	W_4/W_3	1.000	/
선회	W_5/W_4	0.992	/
	L/D	9.5	
	c_p	0.39	lb/hr/hp
	η_p	0.80	
착륙	W_6/W_5	0.995	/
택시	W_7/W_6	0.998	/
예비	W_8/W_7	0.990	/
	L/D	9.5	
	c_p	0.39	lb/hr/hp
	η_p	0.80	
전체 임무 중량비	W_8/W_0	0.927	/
연료비	W_f/W_0	0.0777	/

그림 86. 중량 시트 두 번째 중량 예측값

- 두 번째 단계에서는 기본적인 무게에 대한 산출뿐만 아니라 각 임무 단계별 연료 소모에 대한 무게비를 구할 수 있음

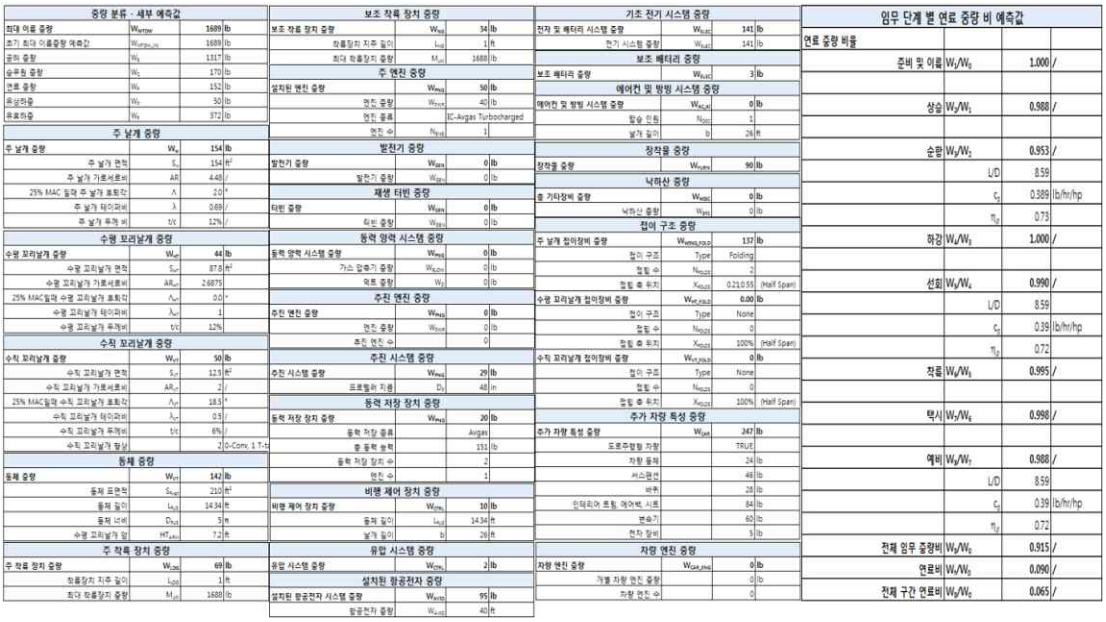


그림 87. 중량 시트 세부 예측값

- 세부 예측을 통해 주 날개, 꼬리날개, 동체에 대한 중량 예측뿐만 아니라 착륙장치, 주 엔진, 발전기, 재생 터빈, 동력 양력 시스템, 추진엔진, 추진 시스템, 동력저장장치, 비행제어장치, 유압 시스템, 항공전자 장비, 배터리, 에어컨 및 방빙 시스템, 낙하산, 접이 구조, 추가 차량 특성, 차량엔진에 대하여 중량을 구할 수 있음

○ 공력 시트(Aerodynamic Sheet)에 사용된 계산식

- 스팬 효율(Span Efficiency)

  오스왈드 스팬 효율방법은 항공기의 양력 및 유도항력 예측하는데 필요한 중요한 변수이며, 이 방법은 1933년에 W.Oswald의 이름을 따서 명명됨. 오스왈드는 이것을 항공기의 효율성 요소로 판단. 추정하는 것은 쉬운 일이 아니지만 단일 및 쌍발 엔진 항공기에 대한 오스왈드 효율성의 예가 아래 그림에 제시됨

Single-engine Propeller						Twin-engine Propeller					
Manufacturer	Model	S,ft^2	b, ft	AR	e	Manufacturer	Model	S, ft^2	b, ft	Ag	e
Beechcraft	35	184	33.5	6.10	0.82	Beechcraft	AT-7	349	47.7	6.51	0.74
Boeing-Stearman	PT-l8	298	32.2	6.94	0.75	Cessna	AT-8	295	41.9	5.96	0.61
Cessna	OE-2	174	36.0	7.45	0.7	Douglas	A-26B	540	70.0	9.07	0.79
Cessna	180	174	35.8	7.38	0.75	Curtiss	C-46A	1360	108.1	8.59	0.88
Cessna	150	160	33.3	6.94	0.77	Douglas	C-47B	987	95.5	9.24	0.89
Cessna	172	174	36.1	7.48	0.77	North American	B-25D	610	67.6	7.49	0.78
Cessna	182	174	36.0	7.45	0.84	Martin	B-26F	658	71.0	7.66	0.76
Cessna	185	174	35.8	7.38	0.86	Cessna	310	175	35.0	7.00	0.73
Cessna	177	174	35.5	7.24	0.57	Gulfstream	G-I	610.3	76.5	9.59	0.78
Douglas	O-46A	332	45.8	6.30	0.8	SAAB	SF340	450	70.3	10.99	0.8
Stinson	L-5	155	34.0	7.46	1.02						

그림 88. 여러 항공기에 대한 오스왈트 스팬(효율)계수

오스왈드 스팬효율은 양력과 측력의 합을 가로세로비(AR)와 유도항력계수로 나눈 값으로 정의한다. 여기서 C_{Di}는 비행 또는 풍동실험을 통해 알려진 값으로 가정한

다.[20]

$$e = \frac{C_L^2 + C_Y^2}{\pi \cdot AR \cdot C_{Di}} \tag{1}$$

여기서 C_L은 양력계수, C_Y는 측력계수, C_{Di}는 유도항력계수, AR은 가로세로비이다.

★ 방법 1 : 후퇴각이 없는 날개에 대한 경험적 추정

Raymer는 후퇴각이 없는 날개의 효율성을 추정하기 위해 다음과 같은 통계적인 표현을 제시함[20]

$$e = 1.78(1 - 0.045AR^{0.68}) - 0.64 \tag{2}$$

이 식은 낮은 가로세로비(AR)에서만 사용이 가능함

★ 방법 2 : 후퇴각이 있는 날개에 대한 경험적 추정

Raymer는 후퇴각이 있는 날개의 효율성을 추정하기 위해 다음과 같은 통계적인 표현을 제시함[20]

$$e = 4.61(1 - 0.045AR^{0.68})(\cos\Lambda_{\leq})^{0.15} - 3.1 \tag{3}$$

Brandt 외 연구진은 후퇴각이 있는 날개의 효율성을 추정하기 위해 다음과 같은 표현을 제시함[20]

$$e = \frac{2}{2 - AR + \sqrt{4 + AR^2(1 + \tan^2\Lambda_{tmax})}} \tag{4}$$

여기서 $\Lambda_{\leq}$은 앞전 후퇴각(Leading edge sweep angle), $\Lambda_{t\max}$은 최대 두께선의 후퇴각(sweep angle of the maximum wing thickness line)을 의미한다.

★ 방법 3 : Douglas 방법

Shevell은 Douglas 항공기 회사에서 발표하지 않은 연구에 부분적으로 기반한 Oswald 효율을 계산하기 위해 다음과 같은 표현을 제시함 [20]

$$e = \frac{1}{\pi \bullet AR \bullet r \bullet C_{Dmin} + 1/((1 + 0.03t - 2t^2)u)} \tag{5}$$

★ 방법 4 : 미공군(USAF) DATCOM 방법

DATCOM은 1963년 Frost와 Rutherford에 의해 발표된 논문을 바탕으로 작성되었

다. 이 논문은 오스왈드 효율이 날개의 실제 항력과 타원익 날개의 실제 항력 사이의 비율이 인자 R에 달려있다고 제안하였음. 이는 양쪽 모두 대칭인 익형을 사용한다고 가정함. 또한 이 방법은 다음의 매개변수 범위로 제한함[20]

가로세로비 : $2 \leq AR \leq 10.7$

테이퍼 비 : $0 \leq \lambda \leq 0.713$

앞전 후퇴각 : $0 \leq \Lambda_{\leq} \leq 0.713$

앞전 흡입변수(suction parameter): $2 \leq R_{l_{\leq R}} \leq 10$

마하수 :$0.13 \leq M \leq 0.81$

$$e = \frac{1.1\left(C_{l_\alpha}/AR\right)}{R(C_{l_\alpha}/AR)+(1-R)\pi} \tag{6}$$

여기서 $C_{l\alpha}$는 양력 곡선의 기울기를 의미함

- 양력 기울기 곡선(Lift Curve Slope)

  후퇴각에 따라 양력 기울기 곡선을 별도로 구함

  ★ 후퇴각이 10°보다 작은 경우

  날개에 대한 이론은 Prandtl에 의해 만들어졌으며 Prandtl의 lifting line theory라고 불림[20]

$$C_{L\alpha} = \frac{C_{l\alpha}}{1+\dfrac{C_{l\alpha}}{\pi \cdot e \cdot AR}} \tag{7}$$

  ★ 후퇴각이 10°이상인 경우

  Polhamus 방정식은 Helmbold 방정식을 수정하였고, 미공군(USAF)의 DATCOM에도 소개되어 있음. 이식은 비곡면형, 평면형상 및 음속(M) 0.8 이하에서만 유효함[20]

$$C_{L.\alpha} = \frac{2\pi \cdot AR}{2+\sqrt{\left(\dfrac{AR \cdot \beta}{\kappa}\right)^2\left(1+\dfrac{\tan^2 \Lambda_{C/2}}{\beta^2}\right)+4}} \tag{8}$$

- 순항 시 양력계수 (C_L)[20]

$$C_L = C_{L0} + C_{L\alpha}\alpha = \frac{2W}{\rho V^2 S} \tag{9}$$

순항 시 비행기 중량은 최초 순항중량 W_1과 순항종료 시의 무게 W_2의 평균이며 양력계수는

$$C_L = C_{L0} + C_{L\alpha}\alpha_C = \frac{2\left(\frac{W_1 + W_2}{2}\right)}{\rho V^2 S} = \frac{(W_1 + W_2)}{\rho V^2 S} \tag{10}$$

α_C는 순항 시의 받음각(angle of attack)이다. α_C를 구하는 방법은 다음과 같음

$$C_{L\alpha}\alpha_C = \frac{(W_1 + W_2)}{\rho V^2 S} - C_{L0} \Leftrightarrow \alpha_C = \frac{(W_1 + W_2)}{\rho V^2 S C_{L\alpha}} - \frac{C_{L0}}{C_{L\alpha}}$$

$$C_{L0} + C_{L\alpha}\alpha = 0 \Rightarrow C_{L\alpha}\alpha = -C_{L0} \Rightarrow \alpha_{ZL} = -\frac{C_{L0}}{C_{L\alpha}}$$

$$\alpha_C = \frac{(W_1 + W_2)}{\rho V^2 S C_{L\alpha}} - \frac{C_{L0}}{C_{L\alpha}} = \left(\frac{1}{C_{L\alpha}}\right)\frac{(W_1 + W_2)}{\rho V^2 S} + \alpha_{ZL} \tag{11}$$

○ Performance Sheet Equation

- 최대 양항비(Max L/D)

  최대 양항비는 항공기의 가장 중요한 성능 매개 변수 중 하나임. 아래의 표는 여러 항공기의 최대 L/D를 나타냄

Twin Engine GA Aircraft (Piston and Turboprop)

Make	Model	AR	S_{ref}, ft²	S_{wet}, ft²	f, ft²	C_f	C_{Dmin}	$(L/D)_{max}$	Reference
Aero	Ae-45	8.78	184	-	4.45	-	0.0242	15.0	Author
Beechcraft	D-18	6.51	349	1400	10.50	0.0080	0.0301	-	Stinton
	B55 Baron	7.19	199.2	-	4.59	-	0.0230	14.3	Author
	B8 Queen Air	8.59	293.9	-	6.82	-	0.0232	15.2	Author
Britten-Norman	BN-2	7.39	325	1350	12.00	0.0088	0.0369	-	Stinton
Cessna	310 II	7.61	179	-	4.78	-	0.0267	13.0	NASA SP-468
	310 (clean)	7.00	175.00	-	5.16	-	0.0295	12.3	Roskam
	310 (gear dn, flps 15°)	7.00	175.00	-	11.38	-	0.0650	8.6	Roskam
	310 (gear dn, flps 45°)	7.00	175.00	-	20.48	-	0.1170	6.5	Roskam
	337 Skymaster	7.18	201	-	6.08	-	0.0302	12.5	Author
Partenavia	P-68 Victor	7.74	200.2	-	5.89	-	0.0294	13.0	Author
Piper	PA-23-250 Aztec	6.67	207.6	-	6.74	-	0.0325	11.7	Author

Multi-Engine Commercial Transport Aircraft (Piston)

Make	Model	AR	S_{ref}, ft²	S_{wet}, ft²	f, ft²	C_f	C_{Dmin}	$(L/D)_{max}$	Reference
Boeing	247D	6.55	836	-	17.72	-	0.0212	13.5	NASA SP-468
Curtiss	C-46A	8.59	1358	5400	26.00	0.0047	0.0191	-	Roskam
Douglas	C-47B	9.24	987	3700	25.50	0.0069	0.0258	-	Roskam
	DC-3	9.14	987	-	24.58	-	0.0249	14.7	NASA SP-468
Lockheed	L-1049G	9.17	1650	-	34.82	-	0.0211	16.0	NASA SP-468

Commercial Jetliners

Make	Model	AR	S_{ref}, ft²	S_{wet}, ft²	f, ft²	C_f	C_{Dmin}	$(L/D)_{max}$	Reference
Boeing	B-747 (M = 0.7)	7.00	5500	-	88.00	-	0.0160	-	NASA-CR-114494
	B-747 (M = 0.8)	7.00	5500	-	96.80	-	0.0176	-	NASA-CR-114494
	B-747 (M = 0.9)	7.00	5500	-	120.45	-	0.0219	-	NASA-CR-114494

RG = retractable gear, FG = fixed gear, T = turboprop, WF = wheel fairings, f = equivalent flat plate area = $C_{Dmin} \times S_{ref}$.

그림 89. 항공기별 항력 특성[20]

양항비는 2가지의 방법으로 계산할 수 있으며 첫째 방법은 단순화한 것을 사용하는 것이고 둘째는 조정된 항력 모델을 사용하는 것임. 단순화한 항력 모델을 사용할 때 L/Dmax은 다음과 같이 유도할 수 있음[20]

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = \frac{C_L}{C_{D\min} + k \bullet C_L^2}$$

위 식을 C_L로 미분함

$$\frac{d}{dC_L}\left(\frac{C_L}{C_D}\right) = \frac{d}{dC_L}(f \cdot g) = f'g + fg'$$
$$= \frac{d(C_L)}{dC_L}\left(\frac{1}{C_{D\min} + k \cdot C_L^2}\right) + (C_L)\frac{d}{dC_L}\left(\frac{1}{C_{D\min} + k \cdot C_L^2}\right)$$
$$= \frac{1}{C_{D\min} + k \cdot C_L^2} + (C_L)\frac{d}{dC_L}(C_{D\min} + k \cdot C_L^2)^{-1}$$
$$= \frac{1}{C_{D\min} + k \cdot C_L^2} - (C_L)(C_{D\min} + k \cdot C_L^2)^{-2}(2k \cdot C_L)$$

$$\frac{d}{dC_L}\left(\frac{C_L}{C_D}\right) = \frac{1}{C_{D\min} + k \cdot C_L^2} - \frac{2k \cdot C_L^2}{(C_{D\min} + k \cdot C_L^2)^2}$$
$$= \frac{C_{D\min} + k \cdot C_L^2 - 2k \cdot C_L^2}{(C_{D\min} + k \cdot C_L^2)^2} = 0$$

따라서 $\Rightarrow C_{D\min} - k \cdot C_L^2 = 0 \Leftrightarrow C_L = \sqrt{\frac{C_{D\min}}{k}}$

이 값을 원래의 식에 다시 대입하면

$$\left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{\max} = \left(\frac{C_L}{C_{D\min} + k \cdot C_L^2}\right)_{\max} = \frac{\sqrt{C_{D\min}/k}}{C_{D\min} + k \cdot C_{D\min}/k}$$
$$= \frac{1}{\sqrt{4 \cdot C_{D\min} \cdot k}}$$

따라서 아래와 같은 L/D max 식을 얻을 수 있음

$$L/D_{\max} = (\frac{C_L}{C_D})_{\max} = \frac{1}{\sqrt{4 \cdot C_{D_{\min}} \cdot k}} \quad (12)$$

- 실속속도(Stall speed)

  실속속도(stalling speed)와 요구되는 날개 면적은 밀접한 관련이 있음. 아래 그림은 익면하중(wing loading:W/S)과 최대 양력계수($C_{L\ max}$)가 실속속도에 얼마나 영향을 미치는지를 나타냄

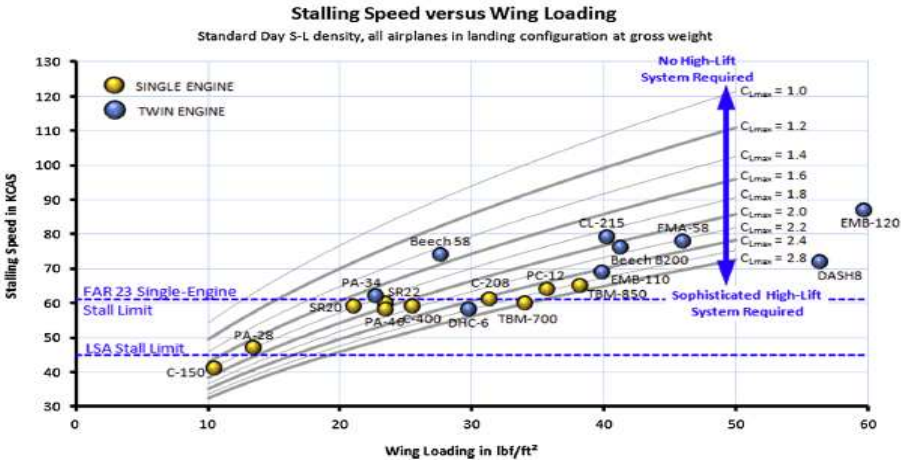


그림 90. 실속속도를 익면하중, 최대양력계수의 함수로 표현한 카펫선도(carpet plot)[20]

위의 그림은 단일 엔진 항공기의 FAR 23 실속 속도 한계와 경량 스포츠 항공기 (Light Sport Aircraft: LSA) 범주의 실속 속도 한계를 보여줌. 아래의 식은 위의 그림의 곡선을 그리는데 사용됨. 상수는 (1/1.688 = 0.592, 29/1.688 = 17.18) ft/s에서 knots 단위 변환에 사용됨[20]

$$V = 0.592\sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L\max}}} \approx 17.18\sqrt{\frac{(W/S)}{C_{L\max}}} \tag{13}$$

- 최대 체공시간 속도

  프로펠러 항공기가 최대 체공시간을 가질 때의 속도를 결정하는 것은 필수적으로 고려해야할 사항임. 이 속도를 결정하는 것은 Pilot's Operating Handbook(POH)가 항공교통 통제 요구로 인하여 선회하거나 남아있는 비행기에 대하여 특정 속도를 지정 할 수 있게 함. 최대 항속시간 속도를 구하기 위한 양력계수는 아래와 같은 과정을 통해 얻을 수 있음. 다음의 식은 단순 항력 모델에서만 유효함[20]

$$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S\sqrt{\frac{3C_{D\min}}{k}}}} = \sqrt{\frac{2}{\rho}\left(\frac{W}{S}\right)\sqrt{\frac{k}{3C_{D\min}}}}$$

$$V_{PR\min} = V_{E\max} = \sqrt{\frac{2}{\rho}(\frac{W}{S})\sqrt{\frac{k}{3 \cdot C_{D\min}}}} \tag{14}$$

위의 식에서 사용되는 C_L 값은 다음과 같은 과정을 통해 얻어진 값임

$$\frac{C_L^{3/2}}{C_D} = \frac{C_L^{3/2}}{C_{D\min} + k \cdot C_L^2}$$

위의 식을 C_L로 미분하면

$$\frac{d}{dC_L}\left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D}\right) = \frac{d}{dC_L}(f \cdot g) = f'g + fg'$$
$$= \frac{d(C_L^{3/2})}{dC_L}\left(\frac{1}{C_{D\min} + k \cdot C_L^2}\right) + (C_L^{3/2})\frac{d}{dC_L}\left(\frac{1}{C_{D\min} + k \cdot C_L^2}\right)$$

$$\frac{d}{dC_L}\left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D}\right) = \frac{3}{2}\frac{\sqrt{C_L}}{C_{D\min} + k \cdot C_L^2} + (C_L^{3/2})\frac{d}{dC_L}(C_{D\min} + k \cdot C_L^2)^{-1}$$

$$\frac{d}{dC_L}\left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D}\right) = \frac{3}{2}\frac{\sqrt{C_L}}{C_{D\min} + k \cdot C_L^2} - (C_L^{3/2})(C_{D\min} + k \cdot C_L^2)^{-2}(2k \cdot C_L)$$

따라서 이것을 정리하면

$$\frac{d}{dC_L}\left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D}\right) = \frac{3}{2}\frac{\sqrt{C_L}}{C_{D\min} + k \cdot C_L^2} - (C_L^{3/2})(C_{D\min} + k \cdot C_L^2)^{-2}(2k \cdot C_L)$$
$$= \frac{3}{2}\frac{\sqrt{C_L}(C_{D\min} + k \cdot C_L^2) - 2k \cdot C_L^{5/2}}{(C_{D\min} + k \cdot C_L^2)^2} = 0$$

최대값은 분자가 0일 때 얻을 수 있으며 위의 식을 통해 C_L을 얻을 수 있음

$$\Leftrightarrow \frac{3}{2}\sqrt{C_L}(C_{D\min} + k \cdot C_L^2) - 2k \cdot C_L^{5/2} = 0$$
$$\Rightarrow \frac{3}{2}C_L^{1/2}C_{D\min} + \frac{3}{2}C_L^{5/2}k - 2k \cdot C_L^{5/2} = 0$$
$$\Rightarrow \frac{3}{2}C_L^{1/2}C_{D\min} - \frac{1}{2}k \cdot C_L^{5/2} = 0$$
$$\Rightarrow 3C_{D\min} = k \cdot C_L^2 \Leftrightarrow C_L = \sqrt{\frac{3C_{D\min}}{k}}$$

위에서 구한 C_L 을 최대 항속시간 속도를 구하는 식에 사용함

- 최대 양항비(Max L/D) 속도

  최대 양항비가 달성되는 속도를 아는 것은 안전의 관점뿐만 아니라 요구되는 추력이 최소화되는 속도이므로 중요함. 단일 엔진항공기의 조종사는 엔진이 고장나는 경우 가능한 빨리 이 속도를 유지하도록 훈련받고, 이는 생존가능성을 향상시키는 것으로 알려져 있음. 단순화한 항력 모델을 사용하여 최대 L/D가 되는 항공기 속도를 구할 수 있음[20]

$$C_L = \sqrt{\frac{C_{D\min}}{k}} \tag{15}$$

위의 식을 양력식에 대입하여 정리하면 다음과 같이 양항비가 최대가 되는 항공기 속도를 구할 수 있음

$$V_{L/D\max} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S\sqrt{\frac{C_{D\min}}{k}}}} = \sqrt{\frac{2}{\rho}\left(\frac{W}{S}\right)\sqrt{\frac{k}{C_{D\min}}}} \tag{16}$$

- Carson 속도

  B. H. Carson은 상승에 필요한 동력의 양과 순항에 필요한 동력의 양이 일치하지 않음을 지적함. Carson은 이러한 점이 Gabrielli-Von Karman한계에 근접하게 함으로써 추가적인 동력을 보다 효율적으로 사용할 수 있다고 말함. 항공기의 연비는 L/D 에 비례하며, 최적의 상태는 보통 수용할 수 없을 정도의 아주 낮은 대기

속도에서만 실현됨. 상승에 필요한 동력은 이 최적점을 훨씬 뛰어넘음. 이러한 결과로 그렇지 않은 경우보다 연료의 패널티가 더 커짐. 따라서 Carson은 L/D max에서의 속도보다 더 빠르게 비행하는 것이 더 유리하다고 말함. 이러한 관점에서 Carson의 속도는 비행할 때 가장 효율적인 대기속도라고 볼 수 있음. 효율을 측정할 때 가장 자주 이용되는 측정방법은 WV/P로 정의되는 수송효율임. 여기서 W는 비행기의 무게, V는 주행속도, P는 동력을 의미함. 이러한 개념을 확장하여 Carson은 최적의 활공 속도보다 약 32% 높은 특정속도에 대한 관계를 유도함. 이 속도를 Carson Velocity라고 함[20]

$$V_{CAR} = 3^{0.25} V_{LD\max} \approx 1.32 V_{LD\max} \tag{17}$$

- 동력대중량(Power over Weight)

  피스톤 엔진 항공기의 성능을 조사를 위해서 brake horsepower(BHP)를 추력으로 변환해주어야 함. UK 시스템에서 추력은 대기속력(ft/s), 엔진파워(BHP), P_{BHP} 과 프로펠러 효율을 이용하여 아래의 식을 풀어서 계산함[20]

$$J = \frac{V_0}{nD} = \frac{60 \cdot V_0}{RPM \cdot D}$$

  프로펠러 효율을 이용하여 식을 유도함

$$\eta_p = \frac{Thrust\,Power}{Engine\,Power} = \frac{TV}{P} = \frac{TV}{550 \times P_{BHP}}$$

  T에 관하여 식을 구하면 아래와 같은 식을 구할 수 있음

$$T = \frac{\eta_p P}{V} = \frac{\eta_p \times 550 \times P_{BHP}}{V} \tag{18}$$

  위 식에서의 550은 BHP를 ft/s 로 변환해주는 것임. SI 시스템에서는 그 과정이 필요하지 않음. 위의 표현식은 대기속도 V가 거의 0에 가까워 질 때 추력이 무한이 되는 것을 보여줌. 이것은 물리적으로 불가능 함. 대기속도가 0에 가까워질 때의 추력은 모멘텀 이론 또는 블레이드 요소 이론을 이용하여 추정할 수 있음[20]

- 표준화된 동력(Power normalized)

  정상적으로 흡기된 엔진의 동력 출력은 연소 중 실린더 내부에서 공기와 연료의 혼합이 얼마나 효율적으로 연소되는지에 달려 있음. 이 과정에서 실린더 내부의 압력은 급격히 증가되며, 피스톤을 반대방향으로 밀어냄. 이는 피스톤이 압축 행정을 시작할 때 실린더 내부의 초기 산소 분자의 총량에 따라 달려있음. 이 때의 총량은 밀도를 나타내며 실린더 초기 압력과 직접적인 연관이 있음. 이러한 이유로 압력과 밀

도는 피스톤 엔진 작동의 기본 변수라 할 수 있음. 이것은 엔진이 공기의 밀도에 크게 의존한다는 것을 의미함. 실린더의 초기 압력을 증가시키는 데에는 두 가지 방법이 있는데, 엔진 manifold에서 가능한 많은 램의 공기압력을 회수하여 인위적으로 manifold내의 압력을 증가시키거나, turbo-charging이나 turbo-normalizing으로 수행 될 수 있음

엔진의 동력 축에 대한 고도의 영향을 평가하기 위해서는 일부 특수 모델이 적용됨. 아래에 적용된 것은 엔진의 파워가 밀도 비율에 직접적으로 의존한다고 가정하였음 [20]

$$P = P_{SL}\left(\frac{\rho}{\rho_{SL}}\right) = P_{SL}\sigma \tag{19}$$

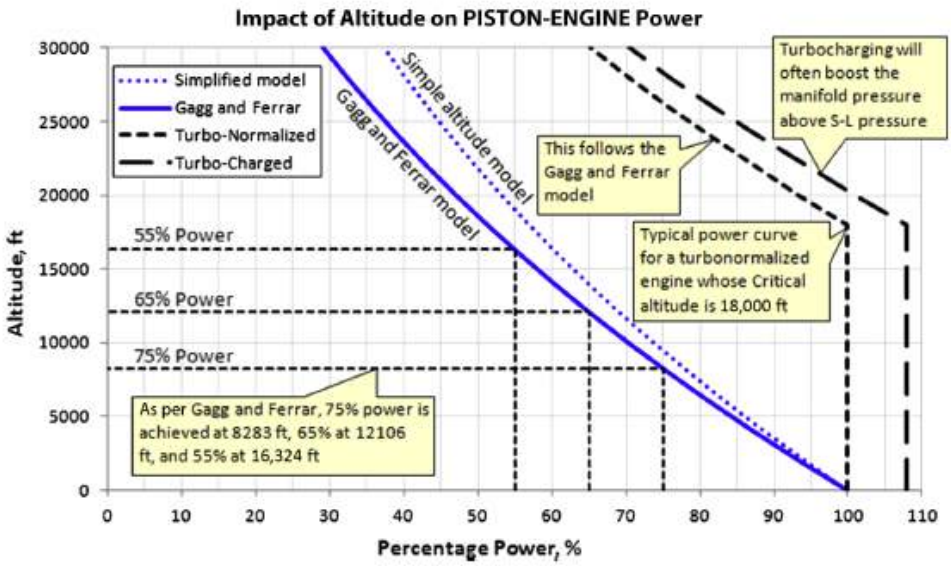
여기서 P,ρ,σ 은 동력, 밀도, 고도에 따른 밀도 비율을 나타냄. 그리고 P_{SL} ,ρ_{SL} 는 해수면에서의 동력과 공기밀도를 나타냄

다음의 식은 피스톤 엔진의 더 정확한 고도 모델로 Gagg와 Ferrar 모델임

$$P = P_{SL}(\sigma - \frac{(1-\sigma)}{7.55}) = P_{SL}(1.132\sigma - 0.132) = P_{SL}\frac{(\sigma - 0.117)}{0.883} \tag{20}$$

위의 두 개의 표현은 정상적으로 흡기된 엔진에서만 사용됨. 아래의 은 단순 모델과 Gagg and Ferrar 모델 사이의 차이를 보여줌

$$P = P_{SL}(\sigma - \frac{(1-\sigma)}{7.55}) = P_{SL}(1.132\sigma - 0.132) = P_{SL}\frac{(\sigma - 0.117)}{0.883} \tag{21}$$



91. 피스톤 엔진 출력의 고도의 변화에 따른 영향을 나타내는 그래프[20]

- 이륙 속도(Lift-off Speed)

  이륙 시 주어진 지상 주행거리를 달성하는데 요구되는 추력대중량비(T/W)를 결정

하는 식을 다음과 같이 유도할 수 있음. 이 식은 1000피트가 넘지 않는 지상 주행이 요구되는 설계에서 T/W를 구할 때 사용됨
지면에서 정지 상태에서 시작한다고 가정하면 가속도, 속도, 거리사이의 운동학적 관계를 다음과 같이 나타낼 수 있음[20]

$$S - S_0 = \frac{V^2 - V_0^2}{2a} \quad \Leftrightarrow \quad S_G = \frac{V_{LOF}^2}{2a}$$

a는 이륙 주행에서 평균 가속도를 말하며 다음의 식을 통해서 구할 수 있음

$$\frac{dV}{dt} = \frac{g}{W}[T - D - \mu(W - L)]$$

$$\begin{aligned} a &= g\left[\frac{T}{W} - \frac{D}{W} - \mu\left(1 - \frac{L}{W}\right)\right] \\ &= g\left[\frac{T}{W} - qSC_D\right. \end{aligned}$$

이 식을 S_G의 식에 대입함

$$S_G = \frac{V_{LOF}^2}{2a} = \frac{V_{LOF}^2}{2g\left[\frac{T}{W} - qSC_D\right.}$$

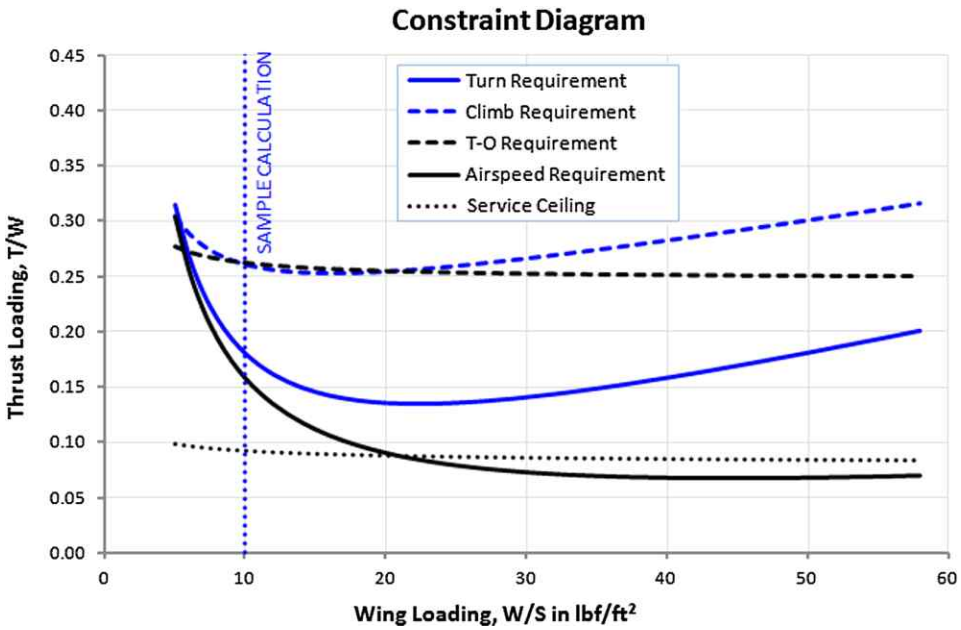
T/W에 관하여 식을 정리하면 다음과 같은 식을 구할 수 있음

$$\frac{T}{W} = \frac{V_{LOF}^2}{2g \cdot S_G} + q \cdot C_D \tag{22}$$

C_L = 이륙 주행 중 양력계수
C_D = 이륙 주행 중 항력계수
q = 속도 $V_{LOF}/\sqrt{2}$와 선택된 고도에서 동압
S_G = 지상 활주거리
V_{LOF} = 이륙 속도
μ = 지상 마찰계수
g = 중력 가속도
위의 구한 식을 통하여 다음과 같은 그래프를 얻을 수 있음

- 원하는 상승률에 대한 추력대중량비(T/W)

수직속도 V_V는 아래와 같이 유도할 수 있음



92. 제약조건 그래프. 이 그래프는 T/W와 날개 하중과의 관계를 보여줌[20]

$$V_V = V\left(\frac{T}{W} - q\left(\frac{S}{W}\right)C_{D\min} - k \cdot \left(\frac{W}{S}\right)\frac{\cos^2\theta}{q}\right)$$
$$= V\left(\frac{T}{W} - \frac{q}{(W/S)}C_{D\min} - \frac{k}{q} \cdot \left(\frac{W}{S}\right)\right)$$

원하는 상승률에 대한 T/W는 위의 수직속도와 관련한 식을 정리하여 아래와 같이 구할 수 있음

$$\frac{T}{W} = \frac{V_V}{V} + \frac{q}{(W/S)}C_{D\min} + \frac{k}{q} \cdot \left(\frac{W}{S}\right) \tag{23}$$

여기서, q는 선택된 비행속도에 대한 동압$[N/m^2]$, V는 비행속도$[m/s]$, V_V는 수직속도$[m/s]$를 의미함

- 수평선회를 위한 추력대중량비(T/W)
  하중계수(load factor) n에서 수평선회를 위한 추력은 아래의 식으로 유도할 수 있음[20]

$$T_{REQ} = qS\left[C_{D\min} + k(nW/qs)^2\right]$$

양변을 W로 나누면 다음 식을 얻을 수 있음

$$T = qs\left[C_{D\min} + k\left(\frac{nW}{qS}\right)^2\right] \Leftrightarrow \frac{T}{W} = \frac{qS}{W}\left[C_{D\min} + k\left(\frac{nW}{qS}\right)^2\right]$$
$$= \frac{q}{(W/S)}\left[C_{D\min} + k\left(\frac{n}{q}\right)^2\left(\frac{W}{S}\right)^2\right]$$

위의 식을 정리하여 수평선회를 위한 T/W는 아래와 같이 구할 수 있음

$$\frac{T}{W} = q\left[\frac{C_{D\min}}{(W/S)} + k\left(\frac{n}{q}\right)^2\left(\frac{W}{S}\right)\right] \tag{24}$$

여기서 $C_{D\min}$은 최소항력계수, k는 양력 유도항력, n은 하중계수, q는 선택된 비행속도에 대한 동압[N/m^2], S는 날개면적[m^2],T는 추력[N], W는 중량[N]을 의미함

- 원하는 순항속도에 대한 추력대중량비(T/W)
  항공기가 순항하는 동안 추력과 항력은 동일하다고 가정할 수 있음. 따라서 아래의 식과 같이 표현할 수 있음[20]

$$T = D = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_D = \frac{1}{2}\rho V^2 S\left(C_{D\min} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e}\right)$$

위 식에 양력 계수인 $C_L = \frac{2W}{\rho V^2 S}$를 대입하면, 아래와 같이 유도할 수 있음

$$T = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_{D\min} + \frac{\frac{1}{2}\rho V^2 S}{\pi \cdot AR \cdot e} C_L^2$$
$$= \frac{1}{2}\rho V^2 S C_{D\min} + \frac{\frac{1}{2}\rho V^2 S}{\pi \cdot AR \cdot e}\left(\frac{2W}{\rho V^2 S}\right)^2$$

위 식에서 W/S를 분리하여 정리하면 아래와 같이 표현할 수 있음

$$T = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_{D\min} + \frac{2\rho V^2 S}{\pi \cdot AR \cdot e \cdot \rho^2 \cdot V^4}\left(\frac{W}{S}\right)^2$$
$$= \frac{1}{2}\rho V^2 S C_{D\min} + \frac{2S}{\pi \cdot AR \cdot e \cdot \rho \cdot V^2}\left(\frac{W}{S}\right)^2$$

위 식에서 양 변을 W로 나누고 식을 정리하면 아래와 같이 표현할 수 있음

$$\frac{T}{W} = \frac{1}{2}\rho V^2 C_{D\min}\left(\frac{1}{W/S}\right) + \frac{2}{\pi \cdot AR \cdot e \cdot \rho \cdot V^2}\left(\frac{W}{S}\right)$$

위 식에서 동압이 $q = 1/2\rho V^2$이고, 양력유도항력 상수는 $k = 1/(\pi \cdot AR \cdot e)$이므로 대입하여 식을 정리하면 원하는 순항속도를 위한 T/W는 아래와 같이 유도할 수

있음

$$\frac{T}{W} = qC_{D\min}\left(\frac{1}{W/S}\right) + k\left(\frac{1}{q}\right)\left(\frac{W}{S}\right) \tag{25}$$

- 실용 상승한도(service ceiling)에 대한 추력대중량비(T/W)
  다음 식은 비행기의 상승 속도가 100fpm으로 떨어졌을 때 주어진 상승 한도를 달성하는데 필요한 T/W를 결정하는데 사용됨[20]

$$\frac{ROC_{fpm}}{60} = \frac{100}{60} = \frac{TV - DV}{W} = \left(\frac{T}{W} - \frac{D}{W}\right)V \Leftrightarrow \frac{T}{W} = \frac{1.667}{V} + \frac{D}{W}$$

단순 항력 모델을 가정할 때, 위 식은 다음과 같이 변환할 수 있음

$$\frac{T}{W} = \frac{1.667}{V} + \frac{q}{W/S}\left(C_{D\min} + k\left(\frac{W}{qS}\right)^2\right)$$

단순 항력 모델을 사용할 때 프로펠러 항공기의 프로펠러 항공기에 대한 최고 상승속도는 다음과 같음

$$V_Y = \sqrt{\frac{2}{\rho}\left(\frac{W}{S}\right)\sqrt{\frac{k}{3 \cdot C_{D\min}}}}$$

기존의 동압에 위에서 구한 속도를 대입하면 다음 식을 구할 수 있음

$$q = \frac{1}{2}\rho V_Y^2 = \frac{1}{2}\rho\left[\frac{2}{\rho}\left(\frac{W}{S}\right)\sqrt{\frac{k}{3 \cdot C_{D\min}}}\right] = \left(\frac{W}{S}\right)\sqrt{\frac{k}{3 \cdot C_{D\min}}}$$

위의 식을 모두 대입하면 아래와 같이 유도할 수 있음

$$\frac{T}{W} = \frac{1.667}{\sqrt{\frac{2}{\rho}\left(\frac{W}{S}\right)\sqrt{\frac{k}{3 \cdot C_{D\min}}}}} + \frac{\left(\frac{W}{S}\right)\sqrt{\frac{k}{3 \cdot C_{D\min}}}}{W/S} \times \left(C_{D\min} + k\left(\frac{W}{\left(\frac{W}{S}\right)\sqrt{\frac{k}{3 \cdot C_{D\min}}}\,S}\right)^2\right)$$

$$\frac{T}{W} = \frac{1.667}{\sqrt{\frac{2}{\rho}\left(\frac{W}{S}\right)\sqrt{\frac{k}{3 \cdot C_{D\min}}}}} + \sqrt{\frac{k}{3 \cdot C_{D\min}}}\left(C_{D\min} + 3 \cdot C_{D\min}\right)$$

$$\frac{T}{W} = \frac{V_V}{\sqrt{\frac{2}{\rho}\left(\frac{W}{S}\right)\sqrt{\frac{k}{3 \cdot C_{D\min}}}}} + 4\sqrt{\frac{k \cdot C_{D\min}}{3}} \tag{26}$$

이때, V_V는 상승률이며 $0.58m/s$임

- 추진 해석 시트에 사용된 계산식
  - 프로펠러 직경

    프로펠러 항공기의 개념 설계 시 프로펠러의 직경은 추력성능을 분석할 때 프로펠러의 소음과 기하학적인 구속력과 같은 다양한 특성을 결정하는 데에 중요한 역할을 함. 다음과 같이 프로펠러의 직경을 추정하는 방법을 사용함[20].
    프로펠러의 블레이드가 2개인 경우 다음과 같이 직경을 측정할 수 있음

$$D = 10000 \cdot \sqrt[4]{\frac{P_{BHP}}{53.5 \times RPM^2 \times V_{TAS}}} \tag{27}$$

    프로펠러의 블레이드가 4개인 경우는 다음과 같이 직경을 측정할 수 있음

$$D = 10000 \cdot \sqrt[4]{\frac{P_{BHP}}{111 \times RPM^2 \times V_{TAS}}} \tag{28}$$

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

$$D = \frac{10000 \cdot \sqrt[4]{\frac{P_{BHP}}{53.5 \times RPM^2 \times V_{TAS}}} + 10000 \cdot \sqrt[4]{\frac{P_{BHP}}{111 \times RPM^2 \times V_{TAS}}}}{2}$$

$$D = 10000 \cdot \sqrt[4]{\frac{P_{BHP}}{RPM^2 \times V_{TAS}}} \times \left(\frac{1}{\sqrt[4]{53.5 \times 16}} + \frac{1}{\sqrt[4]{111 \times 16}}\right)$$

$$D = 10000 \cdot \sqrt[4]{\frac{P_{BHP}}{RPM^2 \times V_{TAS}}} \left(\frac{1}{\sqrt[4]{75.8}}\right) = 10000 \cdot \sqrt[4]{\frac{P_{BHP}}{75.8 \times RPM^2 \times V_{TAS}}} \tag{29}$$

  - 프로펠러 피치(pitch)

    항공기에 적합한 프로펠러를 선택하기 위해서는 직경과 피치를 지정해야 함. 보통은 설계자가 프로펠러 제조업체와 상의하는 것이 권장되지만, 그것이 아니라면 예

측값으로 지정해야 함. 다음 과정은 η_P의 효율과 V_{KTAS}의 순항속도로 작동하면서 회전속도가 RPM으로 표시되는 고정 피치 프로펠러의 피치를 추정하는데 사용되는 식을 유도하는 과정임. P_D는 inch로 V는 KTAS로 표시됨. P_D가 inch로 표시되었기 때문에 V는 inch/second로 계산됨. 따라서 다음과 같은 변환 과정을 거침[20]

$$V = \left(\frac{RPM}{60}\right) P_D \times \eta_P$$

$$V_{KTAS} = V\left(\frac{1ft}{12\in}\right)\left(\frac{1KTAS}{1.688ft/s}\right) = \frac{\left(\frac{RPM}{60}\right)P_D \times \eta_P}{20.256\in/s \bullet KTAS} = \frac{RPM \times P_D \times \eta_P}{1251.36\in/KTAS}$$

$$\Rightarrow P_D = 1251.36\left(\frac{V_{KTAS}}{RPM}\right)\left(\frac{1}{\eta_p}\right) \quad (30)$$

- 프로펠러 추력
  엔진 동력을 프로펠러의 추력으로 변환하는 것은 제트엔진만큼 간단하지 않음. 이것은 프로펠러의 회전속도, 전진속도, 기하학적 속도간의 복잡한 상호작용 때문임. 설계 시 추력을 측정하기 위해서 다양한 방법을 사용할 수 있음. 피스톤 엔진 항공기의 성능을 분석을 위해 BHP를 추력으로 변환하는 식은 성능 시트에 사용된 것과 마찬가지로 다음과 같은 식을 사용함[20]

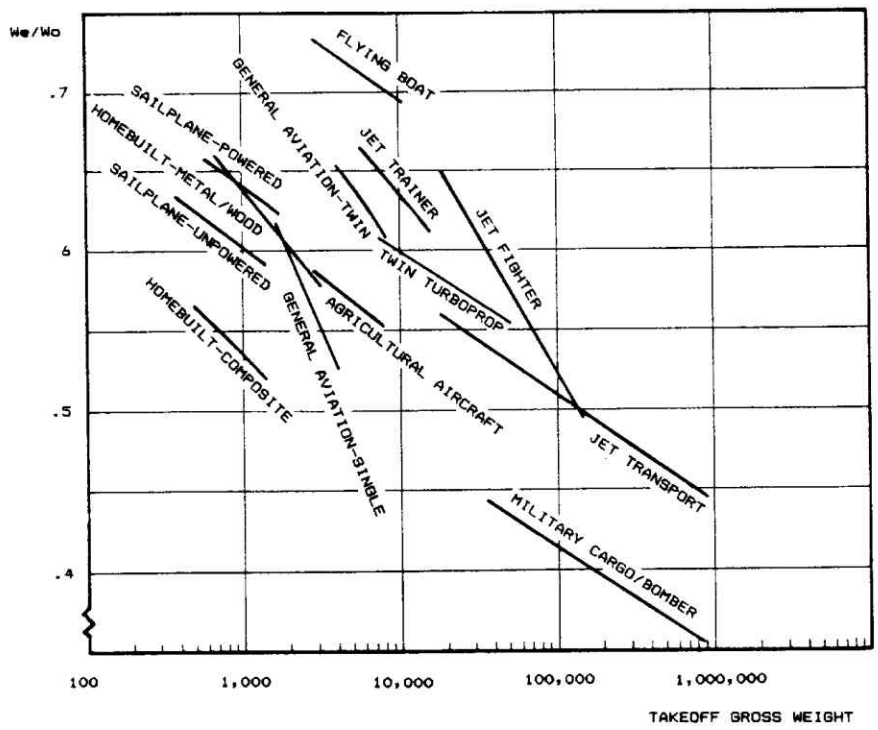
$$T = \frac{\eta_p P}{V} = \frac{\eta_p \times 550 \times P_{BHP}}{V} \; T = \frac{\eta_p P}{V} = \frac{\eta_p \times 550 \times P_{BHP}}{V} \quad (31)$$

- 이륙속도(Lift-off Speed)
  이륙속도는 성능 시트에 사용된 것과 마찬가지로 실속속도의 1.1배라 가정하여 다음과 같은 식을 사용함[10]

$$V_{LOF} = 1.1 \times V_{S1} = 1.1\sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L\max}}} \approx 1.556\sqrt{\frac{W}{\rho S C_{L\max}}} \quad (32)$$

○ 중량 해석 시트에 사용된 계산식

- 공허중량비(Empty Weight Ratio)
  W_e/W_o(Empty weight fraction)은 다음의 에서와 같이 통계적으로 추정할 수 있음. W_e/W_o은 약 0.3에서 0.7까지 다양하며 총 항공기 무게가 증가함에 따라 감소함[21]



93. 공허중량비 경향

위의 그래프에서 볼 수 있듯이 항공기 유형은 가장 높은 공허중량비(W_e/W_o)를 가진 Flying Boat부터 가장 낮은 W_e/W_o을 가진 장거리 군용항공기 까지 큰 영향을 미침. Flying Boat는 보트 선체위의 추가적인 무게를 나르기 때문에 더 무거워 짐. 항공기의 유형에 따라서 그래프의 기울기가 모두 다름을 알 수 있음. 다음의 표는 위의 그래프를 통계적 방적식으로 나타냄. 이것은 이륙 총 중량을 기반으로 한 지수 방정식으로 나타냄. 여기서 지수들은 작은 음수들로 이루어져 있으며, 이것은 이륙 총 중량이 증가함에 따라 W_e/W_o가 감소함을 보여줌. 지수의 차이는 항공기들이 유형별로 다른 기울기를 가지고 있음을 의미하며, 일부 유형의 항공기가 다른 항공기보다 더 민감하다는 것을 의미함.

$W_e/W_0 = AW_0^C K_{vs}$	A	C
Sailplane—unpowered	0.86	−0.05
Sailplane—powered	0.91	−0.05
Homebuilt—metal/wood	1.19	−0.09
Homebuilt—composite	0.99	−0.09
General aviation—single engine	2.36	−0.18
General aviation—twin engine	1.51	−0.10
Agricultural aircraft	0.74	−0.03
Twin turboprop	0.96	−0.05
Flying boat	1.09	−0.05
Jet trainer	1.59	−0.10
Jet fighter	2.34	−0.13
Military cargo/bomber	0.93	−0.07
Jet transport	1.02	−0.06

K_{vs} = variable sweep constant = 1.04 if variable sweep
= 1.00 if fixed sweep

94. 공허중량비 대 이륙 총중량(W_0)[21]

가변익(variable-sweep wing)은 고정 날개보다 무겁고 위의 표에서 결정된 공허중량비에 약 1.04를 곱하여 설계 초기 단계에서 고려함. 카본 에폭시와 같은 첨단 복합소재는 새로운 디자인에서 알루미늄을 대체함. 복합 항공기에 대한 통계적인 식을 만들기 위한 충분한 데이터가 축적되지 않음. 다수의 설계 연구를 기초로 하여 복합 항공기의 다른 형태의 공허중량비는 이 단계에서 0.95를 곱하여 추정할 수 있음[21]

- 일반 항공기에 대한 무게비(Weight Ratios for General Aviation Aircraft)
설계 임무를 달성하기 위해 필요한 연료의 무게를 아는 것은 매우 중요하며 모든 단계에서 소비될 모든 연료의 양을 포함해야 함. 아래 그림은 엔진의 시동부터 엔진이 꺼질 때까지의 구성된 시나리오를 고려함

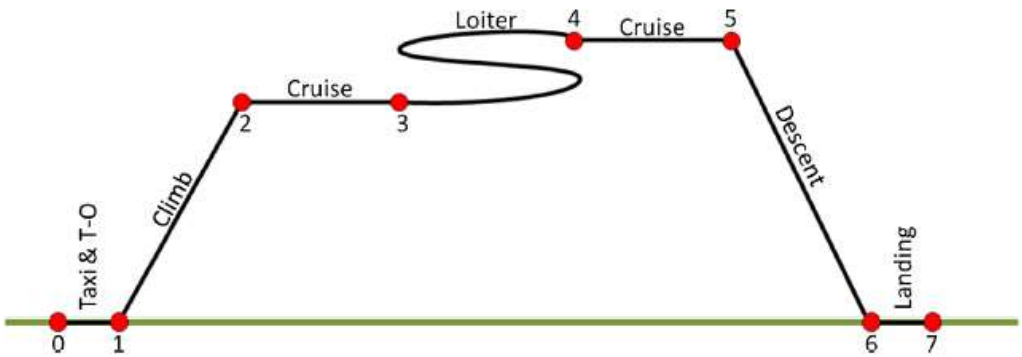


그림 95. 항공기 임무 형상[20]

실제 임무는 위 그림에 나타낸 것보다 더 복잡하거나 단순해 질 수도 있음. 여기서 중요한 것은 항공기가 각각의 노드를 지날 때 연료를 사용하면서 그 무게가 가벼워지는 것을 고려하는 것임. 따라서 각 노드에서 무게의 차이는 각 구간 동안 소비된 연료의 양을 나타냄. 모든 임무를 분석하기 위해서 각각의 노드별로 아래와 같이 나

타냄[20]

Segment 0-1

$$\frac{W_1}{W_0} < 1$$

Segment 1-2

$$\frac{W_2}{W_1} < 1$$

위와 같이 각 구간들의 연료 소비량과 모든 구간이 완료되는데 걸리는 시간을 알면 다음과 같은 비율을 추정할 수 있음. 보통 연료 소비량이 lbf/hr로 표시되므로 시간 단위는 시(hour)가 됨

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = \frac{W_{i-1} - \dot{w}_j(t_i - t_{i-1})}{W_{i-1}} = 1 - \frac{\dot{w}_j(t_i - t_{i-1})}{W_{i-1}} \tag{33}$$

(i=노드 번호, j=구간번호, t_i=노드 I에서의 시간, $\dot{w}_j$= j 구간 동안 평균 연료 흐름)

물론 항공기가 군용 병기 또는 연료 탱크와 같이 투하가 될 수 있는 부품이나 농기계 비료 같은 것들을 포함하고 있다면 다른 일련의 관계가 수립되어야 함. 지금 고려하고 있는 것은 일반적인 접근 방식임. 특정 항공기에서 이런 비율이 일정하게 유지된다고 가정함. 다음의 표는 임무를 분석할 때 특정 항공기와 일반적인 항공기 사이의 차이을 메우는데 이용할 수 있음

	Single-Engine Piston	Twin-Engine Piston	Gas Turbine[a]
Warm-up and takeoff	0.995	0.994	0.970
Climb	0.988	0.985	0.985
Descent	0.997	0.996	-
Landing	0.995	0.995	0.995

그림 96. 일반항공기(GA)에 대한 중량비(W_i/W_{i-1})[20]

- Breguet 항속거리 식

  일정한 속도와 자세의 순항 모드일 때 아래 그림의 순항거리(R)을 구함. 이 순항 모드에서 항공기는 아래의 노드2와 노드3사이에서 일정한 속도로 적은 양력이 발생하면서 연료가 소비됨에 따라 필요한 양력이 줄어들어 항력을 줄이기 위해 고도를 상승함. 아래의 식은 R의 거리를 유도하는 과정임[20]

속도 - 순항 중 일정 (V=상수)
고도 - 순항 중 상승 (ρ =변수)
받음각 - 순항 중 일정 (L/D=상수)

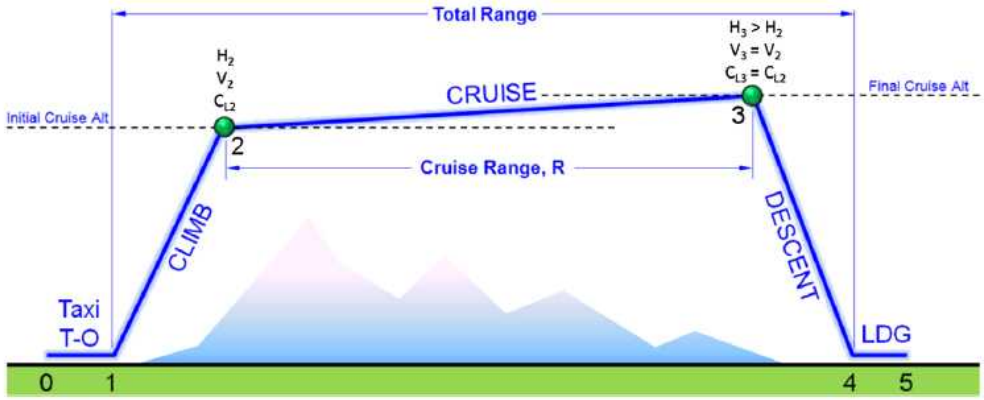


그림 97. 순항 임무형상[20]

여기서 대기속도, V, C_L/C_D는 일정하므로 적분식에서 밖으로 나올 수 있음

$$R = \int_{W_{fin}}^{W_{\in i}} \frac{V}{c_t}\frac{C_L}{C_D}\frac{1}{W}dW = \frac{V}{c_t}\frac{C_L}{C_D}\int_{W_{fin}}^{W_{\in i}} \frac{1}{W}dW$$
$$= \frac{V}{c_t}\frac{C_L}{C_D}[\ln(W)]_{W_{fin}}^{W_{\in i}} = \frac{V}{c_t}\frac{C_L}{C_D} ln(\frac{W_{\in i}}{W_{fin}})$$

$$R = \frac{V}{c_t}\frac{C_L}{C_D} ln(\frac{W_{\in i}}{W_{fin}}) \quad (34)$$

- 통계적 중량 산출법(Statistical Weight Estimation)
  통계 가중치 산정 방법은 기존 항공기에서 얻은 과거 데이터를 기반으로 함. 예를 들어 특정 등급에 해당하는 항공기에 대한 날개의 무게를 알고 있는 경우 날개면적, 종횡비와 같은 기하학적 매개 변수를 기반으로 다른 매개 변수와의 관계를 유도할 수 있음. 동일한 통계 가중치 산정 방법은 기존 항공기에서 얻은 과거 데이터를 기반으로 함. 동일한 규정에 따라 인증되고 총 중량이 비슷한 등급에 속하는 두 종류의 항공기의 날개 중량은 서로 다른 제조업체가 만들었을 지라도 유사하게 나타나기 때문에 모든 클래스의 항공기에 대해 설정된 통계적 관계는 동일한 클래스의 항공기 날개 중량이 해당 클래스 항공기 양 극단 사이에 있는 한 추정이 가능함. 이러한 추정 방법은 일반적으로 사저에 설정된 몇 가지 크기(날개면적, 가로세로비, 테이퍼비, 후퇴각 등)이 필요함
  통계적 가중치 산정 방법은 항상 일반 항공기, 상업용 항공기, 전투기 등과 같은 특

정 클래스의 항공기를 기반으로 함. 이 경우 각각의 클래스의 항공기들의 장점을 공유할 수 있음. 그러나 일부 서로 다른 클래스의 항공기를 혼동하여 가중치 잘못된 가중치 산정 방법을 사용할 경우 왜곡된 결과를 불러 올 수 있기 때문에 주의해야함 다음의 방정식은 Daniel Raymer의 식을 나타내는 것이며, 일반적인 항공기에 적용되는 중량 추정식임[21]

◆ 주 날개 중량

$$W_W = 0.036 \cdot S_W^{0.758} W_{FW}^{0.0035} \left(\frac{AR_W}{\cos^2 \Lambda_{C/4}} \right)^{0.6} \times q^{0.006} \lambda^{0.04} \left(\frac{100 \cdot t/c}{\cos \Lambda_{C/4}} \right)^{-0.3} (n_z W_0)^{0.49} \quad (35)$$

◆ 수평 꼬리날개 중량

$$W_{HT} = 0.016 (n_z W_O)^{0.414} q^{0.168} S_{HT}^{0.896} \left(\frac{100 \cdot t/c}{\cos \Lambda_{HT}} \right)^{-0.12} \cdot \left(\frac{AR_{HT}}{\cos^2 \Lambda_{HT}} \right)^{0.043} \lambda_{HT}^{-0.02} \quad (36)$$

◆ 수직 꼬리날개 중량

$$W_{VT} = 0.073 (1 + 0.2 F_{tail}) (n_z W_O)^{0.376} q^{0.122} S_{VT}^{0.873} \left(\frac{100 \cdot t/c}{\cos \Lambda_{VT}} \right)^{-0.49} \cdot \left(\frac{AR_{VT}}{\cos^2 \Lambda_{VT}} \right)^{0.357} \lambda_{VT}^{0.039} \quad (37)$$

◆ 주 착륙장치 중량

$$\text{Raymer} : \ W_{MLG} = 0.095 (n_l W_l)^{0.768} (L_m/12)^{0.409} \quad (38)$$

$$\text{Nicolai} : \ W_{MNLG} = 0.054 (n_l W_l)^{0.684} (L_m/12)^{0.601} \quad (39)$$

◆ 앞바퀴 착륙장치 중량

$$W_{NLG} = 0.125 (n_l W_l)^{0.566} (L_n/12)^{0.845} \quad (40)$$

◆ 설치된 엔진 중량

$$W_{EI} = 2.575 W_{ENG}^{0.922} N_{ENG} \quad (41)$$

◆ 연료시스템 중량

$$W_{FS} = 2.49 Q \quad (42)$$

◆ 비행제어 시스템 중량

$$W_{CTRL} = 0.053 l_{FS}^{1.536} b^{0.371} (n_z W_O \times 10^{-4})^{0.80} \quad (43)$$

◆ 유압장치 중량

$$W_{HYD} = 0.0001 W_O \quad (44)$$

◆ 항공전자 중량

$$W_{AV} = 2.117 W_{UAV}^{0.933} \quad (45)$$

◆ 전기 시스템 중량

$$W_{EL} = 12.57 (W_{FS} + W_{AV})^{0.51} \quad (46)$$

◆ 에어컨 및 방빙장치 중량

$$W_{AC} = 0.265 W_O^{0.52} N_{OCC}^{0.68} W_{AV}^{0.17} M^{0.08} \quad (47)$$

◆ 비품 중량

$$W_{FURN} = 0.0582 W_O - 65 \quad (48)$$

1-3-④ 공력, 추진, 조종성 및 안전성 해석

○ OpenVSP를 사용한 PAV 형상 구현

- 항공기 형상은 다학제간의 분석과 최적화를 위한 기본적인 출발점임. 공력해석을 위해서는 우선 PAV 형상을 구현하여 표면적(wetted area) 등 형상관련 변수를 추출해야 함
- Open VSP(Open Vehicle Sketch Pad)는 NASA에서 항공기 개념설계 시에 형상을 모델링하는데 사용 할 수 있게 무료로 제공해주는 프로그램임. 이전에는 미국내에서만 사용권한이 주어졌으나 이제는 세계 어느 곳에서든 사용가능(http://www.openvsp.org/download.php 다운가능). 이 프로그램은 빠르고 간단하게 CAD 전문적인 지식 없이 CAD작업을 통해 항공기 형상을 만들 수 있게함. 최근 미국의 모든 항공기 설계 관련 선진 연구기관은 이 프로그램을 사용함
- **Open VSP를 사용한 Terrafugia사의 Transition 형상 역설계**
  - 정확한 형상 데이터가 공개되지 않아 존재하지 않아 Terrafugia사의 홈페이지에 나온 Dimension과 형상을 사용함(아래 그림)



그림 98. Transition 형상 치수



그림 99. Transition 정면도



그림 100. Transition 삼면도

자료 : http://www.mobilemag.com/2010/07/28/terrafugias-transition-escapes-the-land-with-a-flying-car/

자료 : http://forums.x-plane.org/index.php?/forums/topic/57945-odeling-the-terrafugia-transition-part-1/

- 항공기의 3면도를 배경에 놓고 Open VSP를 사용하여 형상을 구현함
- OpenVSP Menu Tab에서 View를 클릭하여 Background를 누르게 되면 아래과 같이 Background창이 활성화 됨

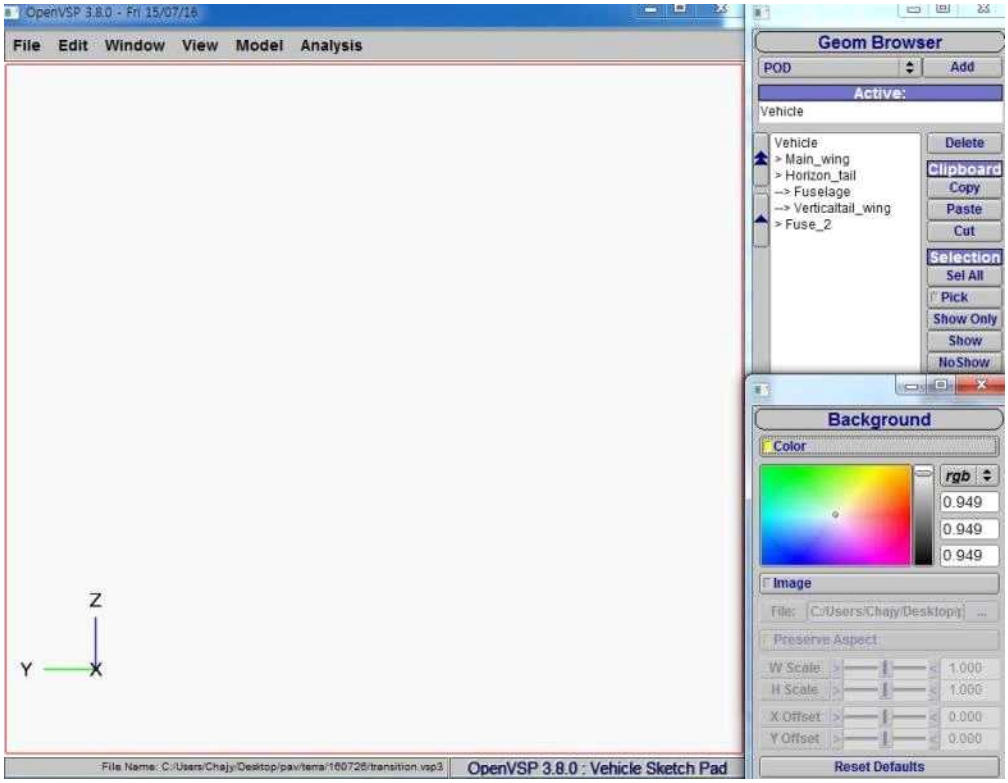
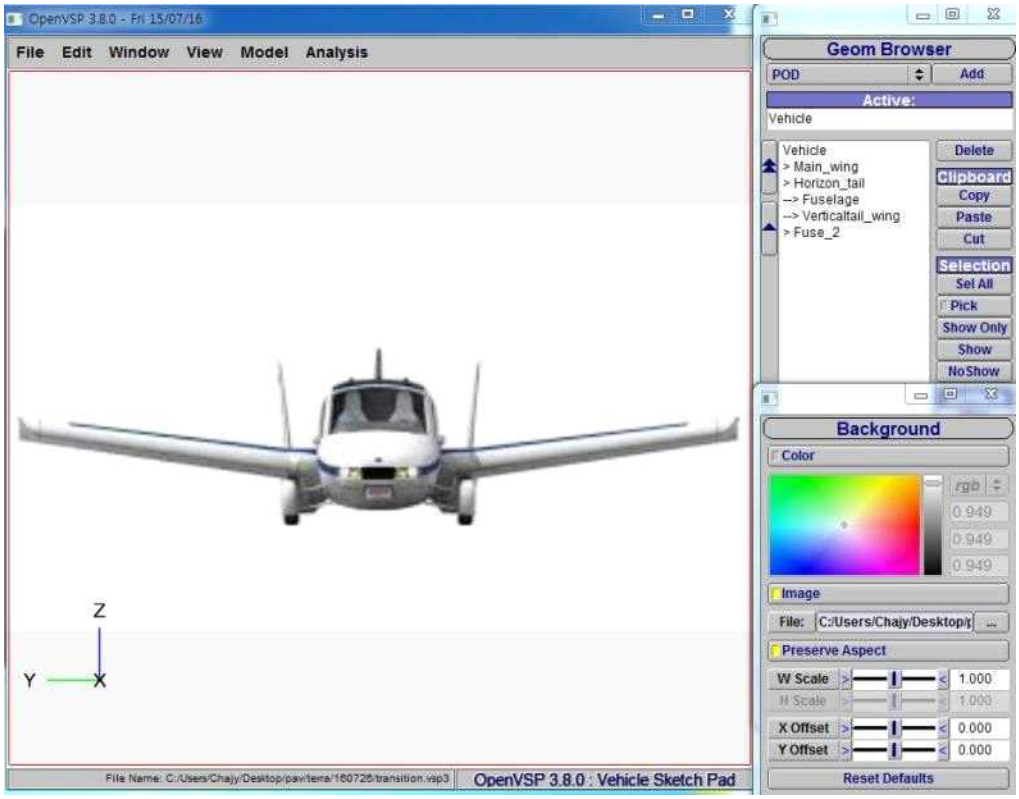


그림 101. Open VSP® 프로그램 초기화면

- 이후 Background 창에 image부분을 활성화 시킨 후 불러오기를 클릭하면 아래과 같이 활성화 됨. 여기서 주의해야할 부분은 image를 불러오기 위해서 이 위치해있는 경로에서 한글경로가 포함되지 않아야 하며, 파일이름에서도 한글이 포함되어서는 안 됨



102. Open VSP®에 불러들인 Transition 정면도

- 동체 형상 생성은 첫 번째로 fuselage Add버튼을 이용하여 추가함. 동체를 추가시키면 아래과 같이 동체의 기본 형상이 나타남

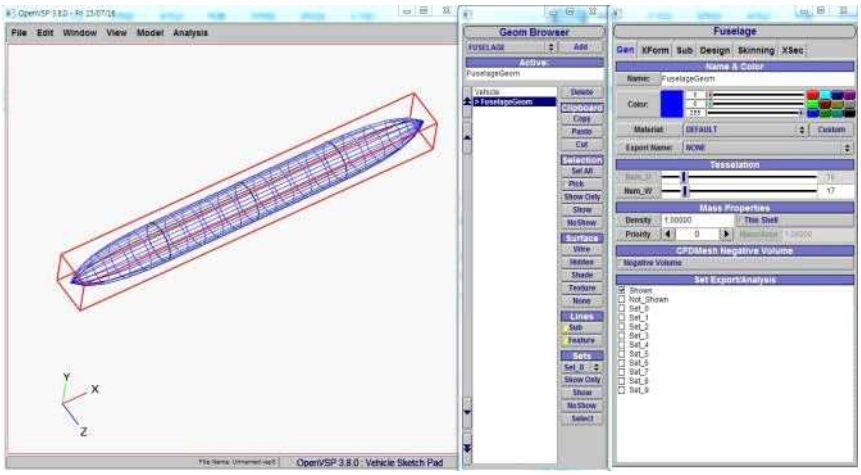


그림 103. Open VSP®에서 구현된 동체 형상

- General Tab에서는 추가시킨 동체의 기본적인 사항들을 설정함
- XSec Tab과 XForm Tab에서 동체의 section의 개수와 단명 형상과 크기 및 세부사항을 설정함(단면 Type: Point, Cercle, Ellipse, Round Box, General, File, Edit)

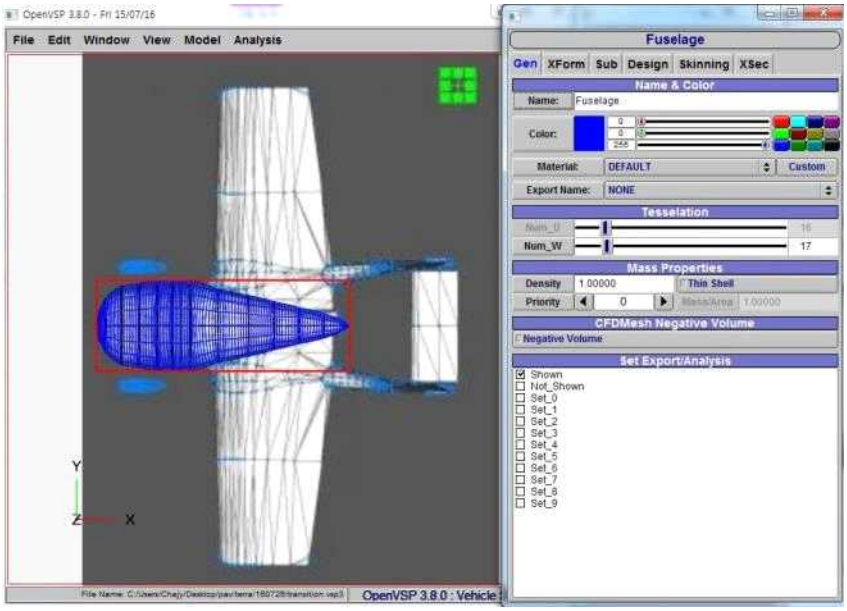


그림 104. Open VSP® 동체 생성 탭

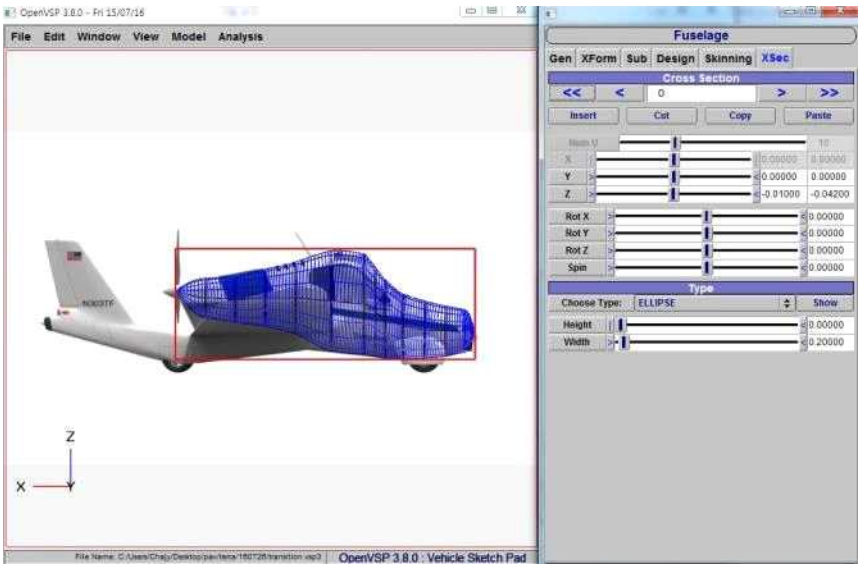


그림 105. Open VSP® 동체 단면 탭

- XForm tab에서는 추가한 동체의 절대적 또는 상대적인 위치와 회전 각도 등을 설정
  ▷ 동체의 Location 값 설정
  ▷ 동체의 Rotation 값 설정
  ▷ 평면에 따른 대칭여부 설정

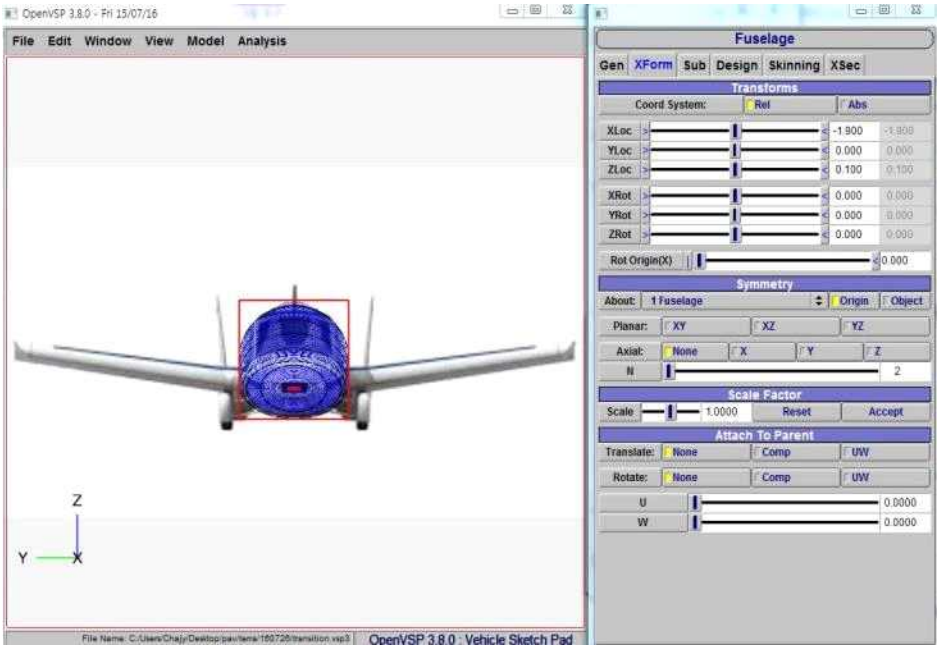


그림 106. Open VSP® 동체 XForm 탭

- Skinning tab으로 각 section 전후의 각도 및 곡률을 설정. Transition을 그리는 과정에서 각 section마다 이어지는 부분을 매끄럽게 연결

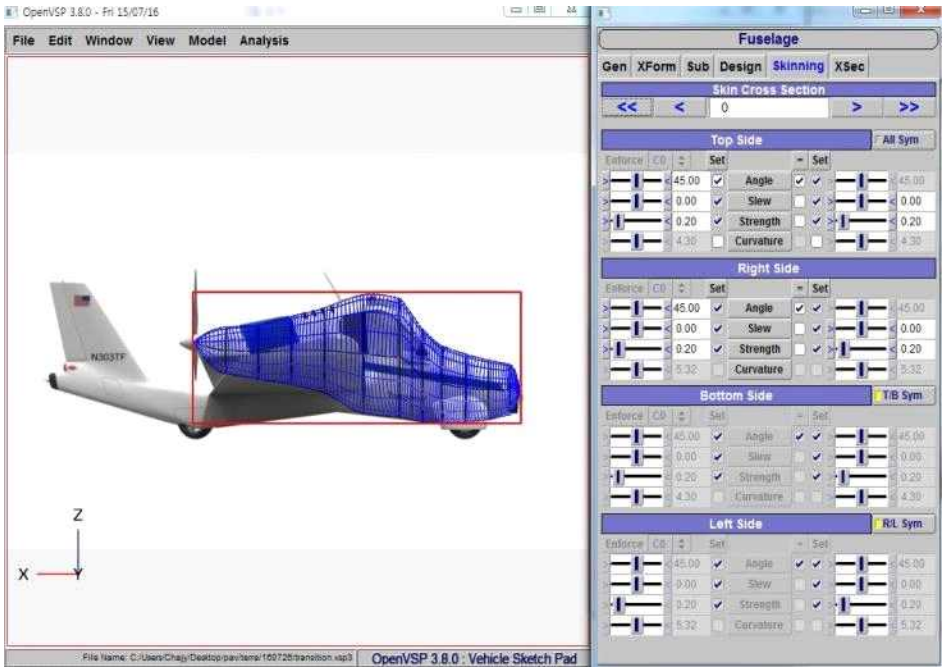


그림 107. Open VSP® 동체 표면 탭

- Main_Wing은 기본적으로 동체와 만드는 순서는 같음
- Gen Tab으로 Wing의 이름 설정

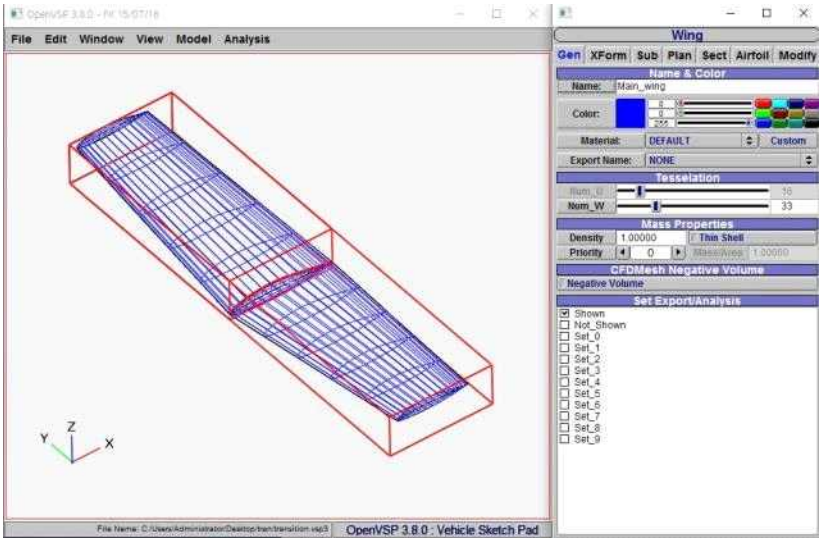


그림 108. Open VSP® 날개 창

- Sect tab에서 Wing의 Section 개수를 설정하고 각각의 특성을 설정

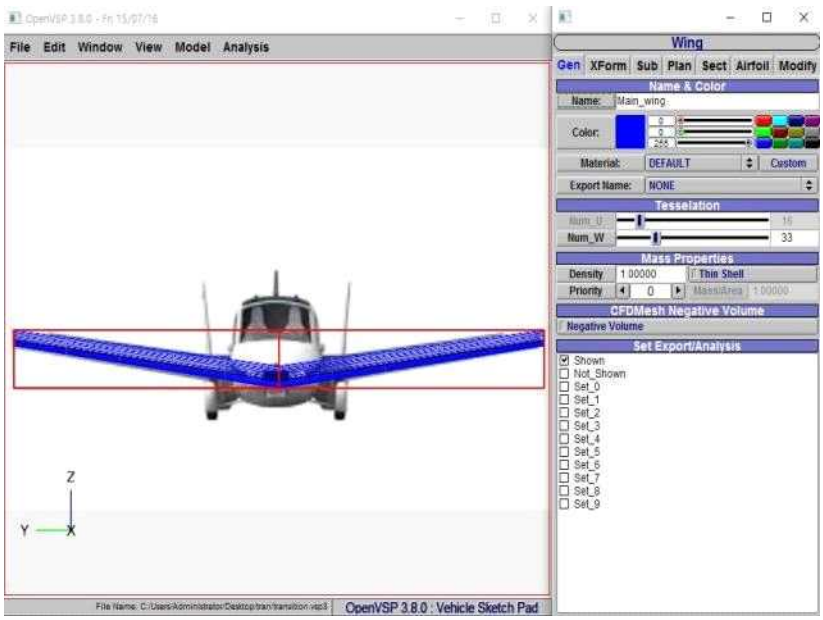


그림 109. Open VSP® 주익 생성 탭

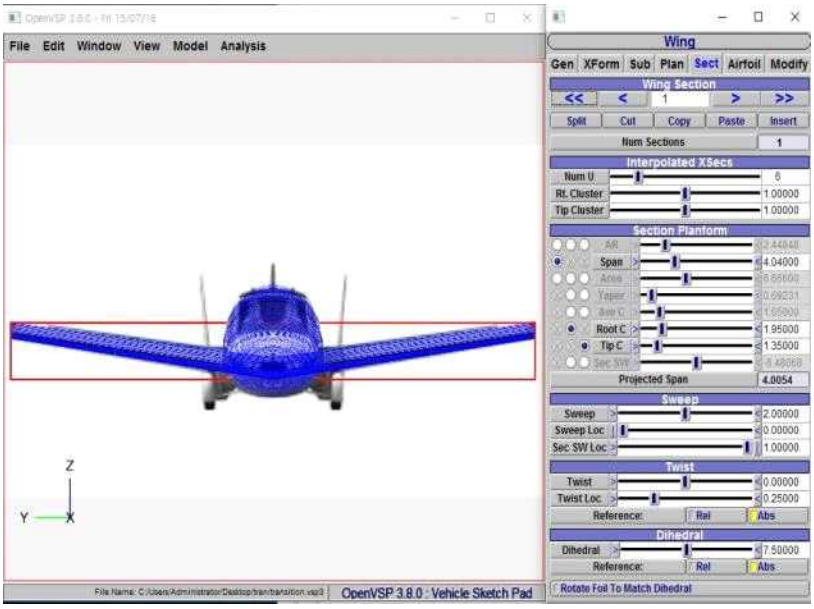


그림 110. Open VSP® 주익 단면 탭

- XForm tab에서 절대축에 대한 날개의 위치를 설정

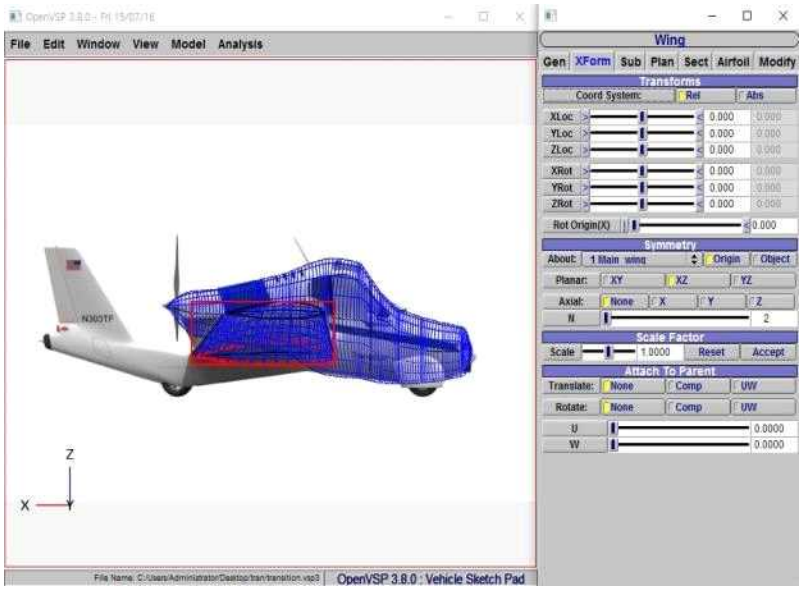


그림 111. Open VSP® 주익 XForm 탭

- Plan Tab으로 날개의 Span, Chord, Area 등을 설정
- 주어진 Transition의 Spec에 따라 값을 설정한 후 background에 주어진 image에 따라 형상을 그림

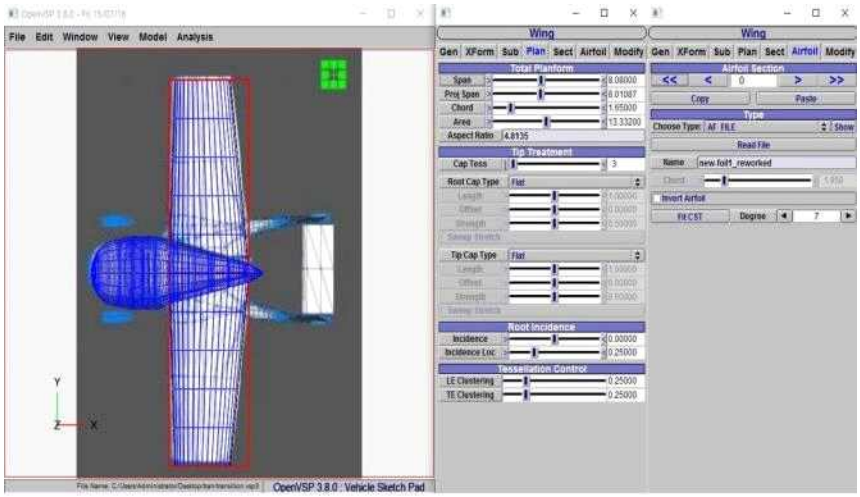


그림 112. Open VSP® 주익 익형 탭

- Airfoil tab은 각각의 section에 airfoil data를 추가함. Airfoil 형상, Camber, Max camber의 위치 등 airfoil에 관한 전반적인 data를 추가함
- Horizontal_Tail_Wing / Vertical_Tail_Wing도 wing과 같은 방법으로 형상을 구현함

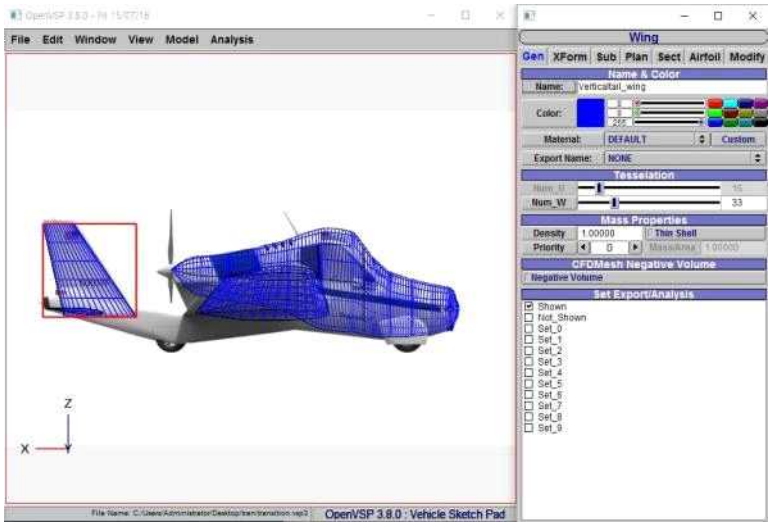


그림 113. Open VSP® 꼬리 날개 창

- Horizontal_Tail_Wing / Vertical_Tail_Wing도 wing과 같은 방법으로 형상을 구현함
- 형상 통합: 날개, 동체, 꼬리날개 등 각 부분을 서로간의 거리를 고려하여 통합함

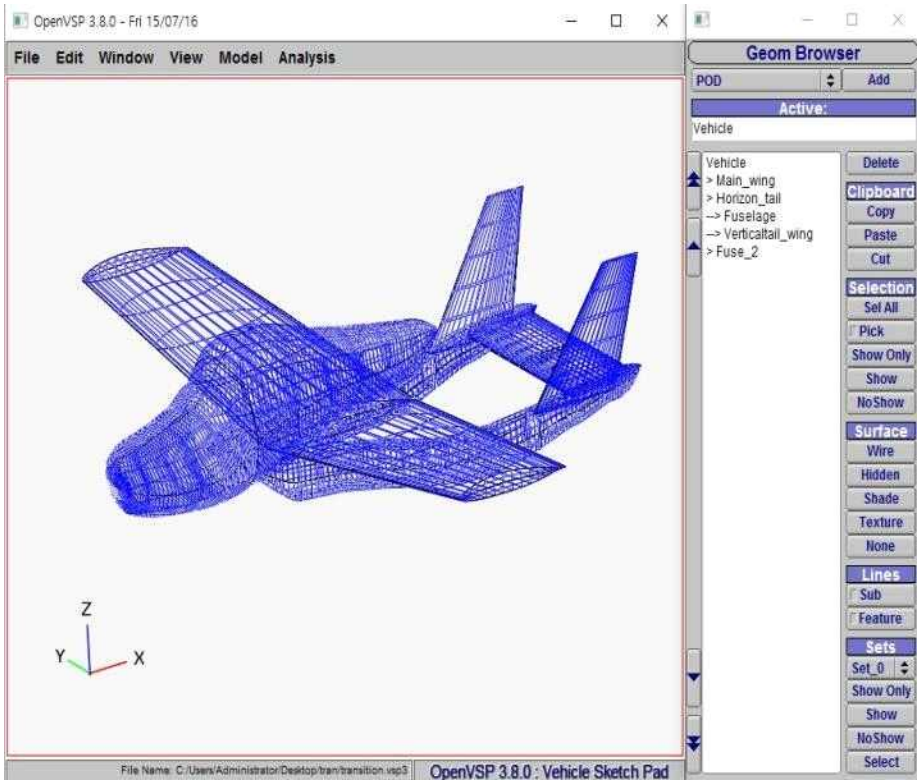


그림 114. Open VSP® Transition 형상

- **Open VSP를 사용 PAV의 표면적(wetted area) 계산**
  - Open VSP프로그램을 이용하여 항공기의 표면적(wetted area)를 계산 할 수 있음
  - Geom → CompGeom...을 클릭, 이 창에서 Execute를 클릭하면 표면적이 계산됨

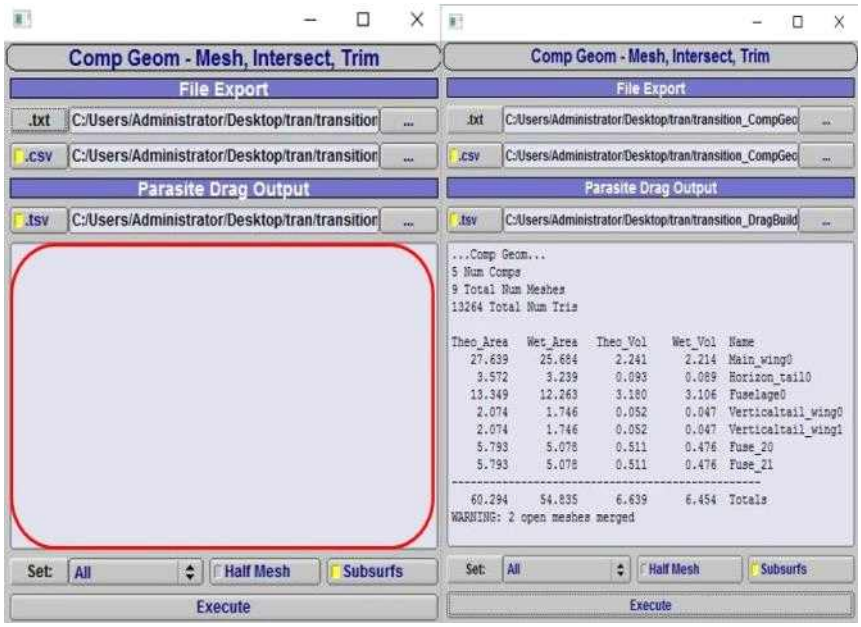


그림 115. Open VSP® 사용 표면적 계산

- **Open VSP를 사용한 Aeromobil3.0 형상 역설계**
  - Transition과 같은 방법으로 주어진 Aeromobil3.0의 Dimension과 형상을 사용하여

역설계를 수행함

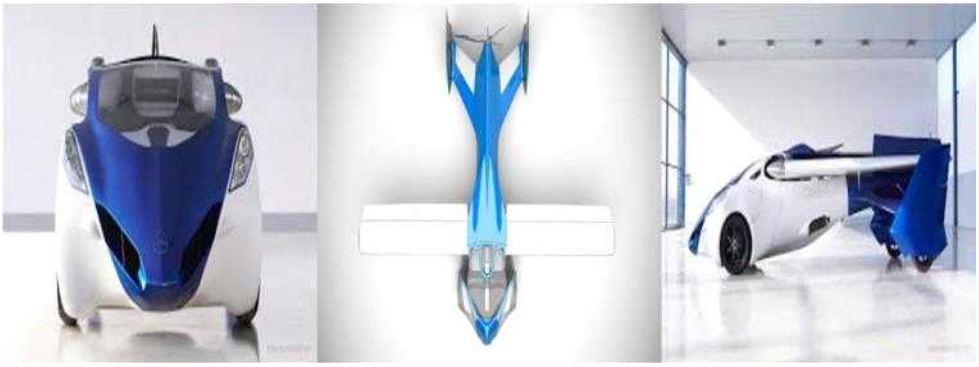


그림 116. Aeromobil 3.0 형상 사진

자료 : http://www.aeromobil.com/video#s-about

- 항공기의 3면도를 배경에 놓고 Open VSP®를 사용하여 형상을 구현함
- 배경 창에 image부분을 활성화 시킨 후 그림 불러오기를 클릭하면 아래 그림과 같이 활성화 됨. 여기서 주의해야할 부분은 image를 불러오기 위해서 그림이 위치해있는 경로에서 한글경로가 포함되지 않아야 하며, 파일이름에서도 한글이 포함되어서는 안됨

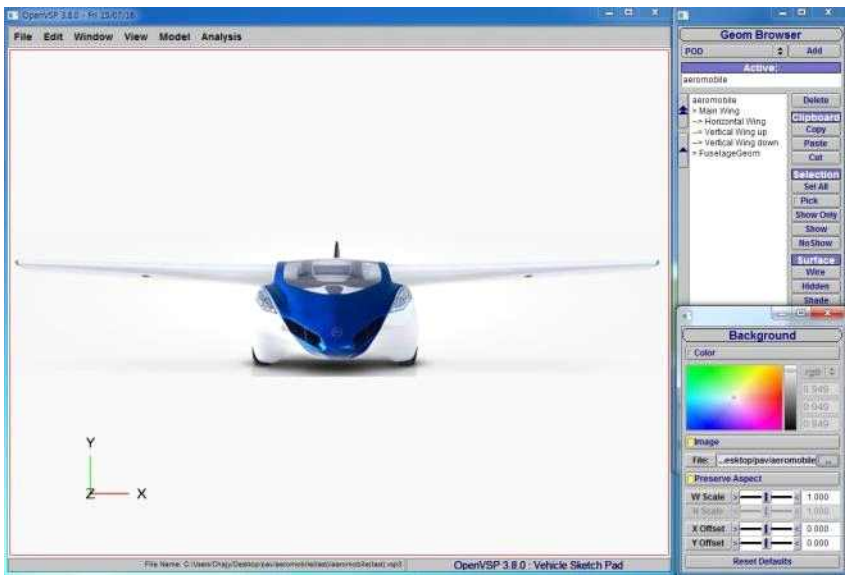


그림 117. Open VSP® 에 불러들인 Aeromobil 3.0 정면 사진

- 동체 형상 생성은 첫 번째로 fuselage Add버튼을 이용하여 추가함. 동체를 추가시키면 아래 그림과 같이 동체의 기본 형상이 나타남

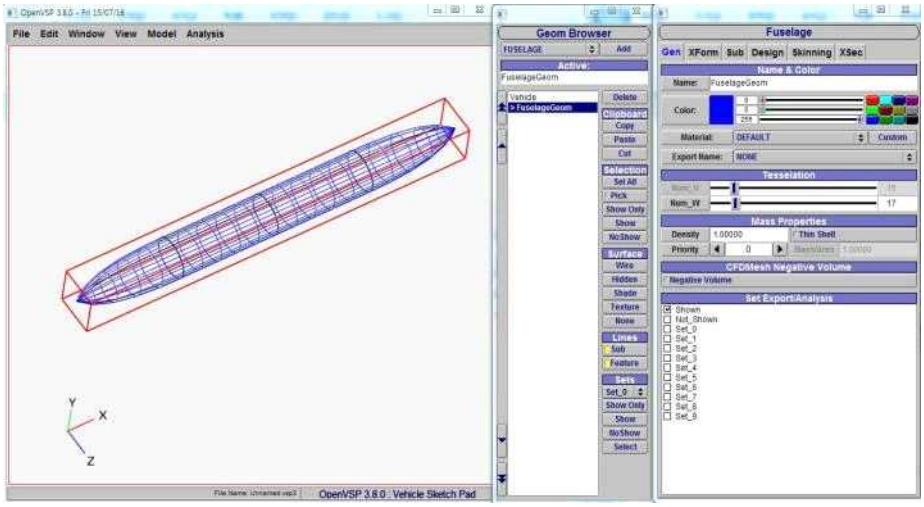


그림 118. Open VSP®에서 Aeromobil 3.0 동체 생성 창

- General Tab에서는 추가시킨 동체의 기본적인 사항들을 설정함
- XSec Tab과 XForm Tab에서 동체의 section의 개수와 단명 형상과 크기 및 세부사항을 설정함(단면 Type: Point, Cercle, Ellipse, Round Box, General, File, Edit)

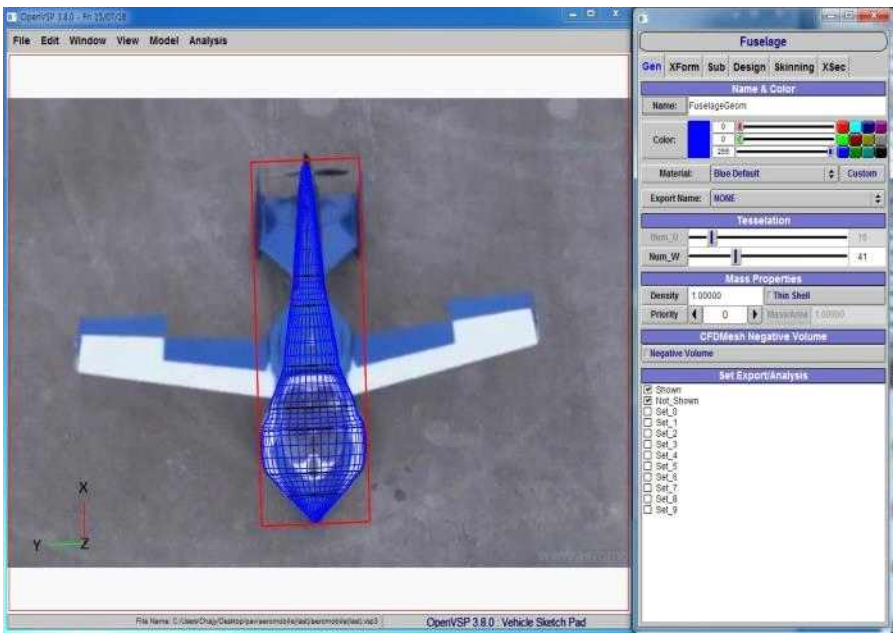


그림 119. Open VSP®에서 Aeromobil 3.0 동체 평면도 생성 탭

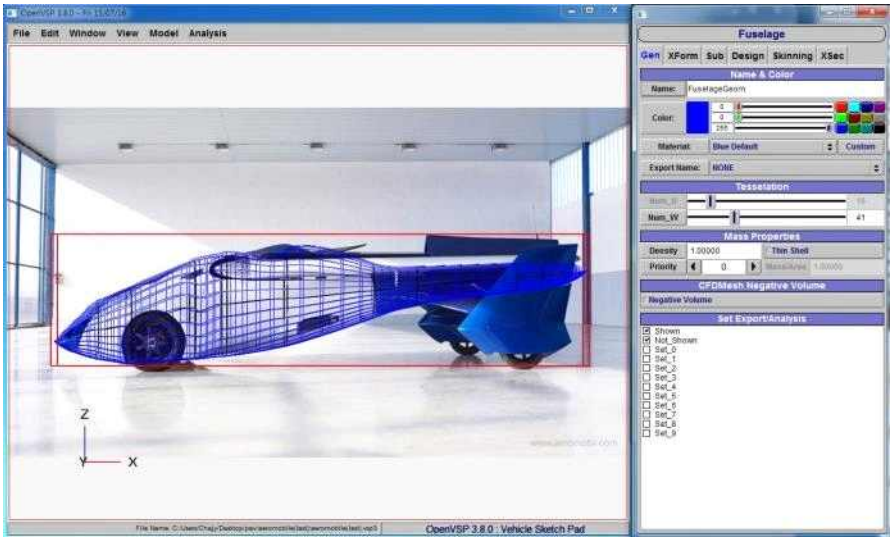


그림 120. Open VSP®에서 Aeromobil 3.0 동체 측면도 생성 탭

- XForm tab에서는 추가한 동체의 절대적 또는 상대적인 위치와 회전 각도 등을 설정
  ▷ 동체의 Location 값 설정
  ▷ 동체의 Rotation 값 설정
  ▷ 평면에 따른 대칭여부 설정

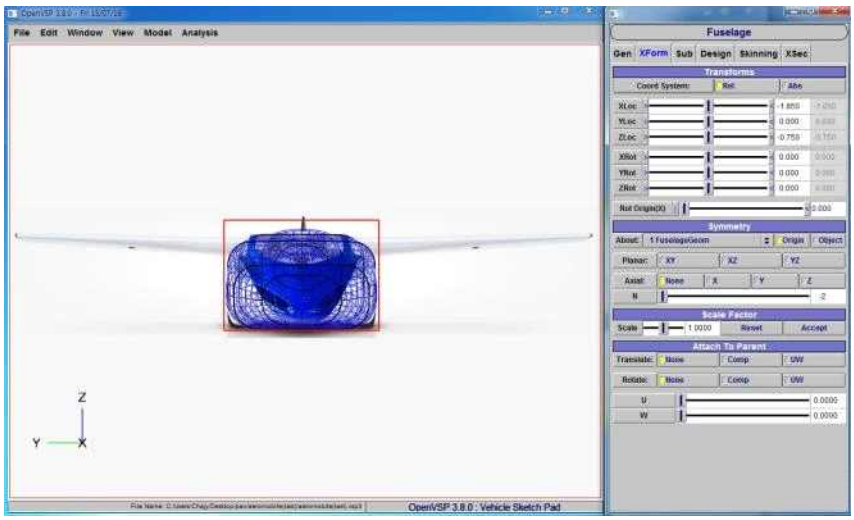


그림 121. Open VSP®에서 Aeromobil 3.0 동체 정면도 XForm 탭

. Skinning tab으로 각 section 전후의 각도 및 곡률을 설정. Aeromobil3.0을 그리는 과정에서 각 section마다 이어지는 부분을 매끄럽게 연결

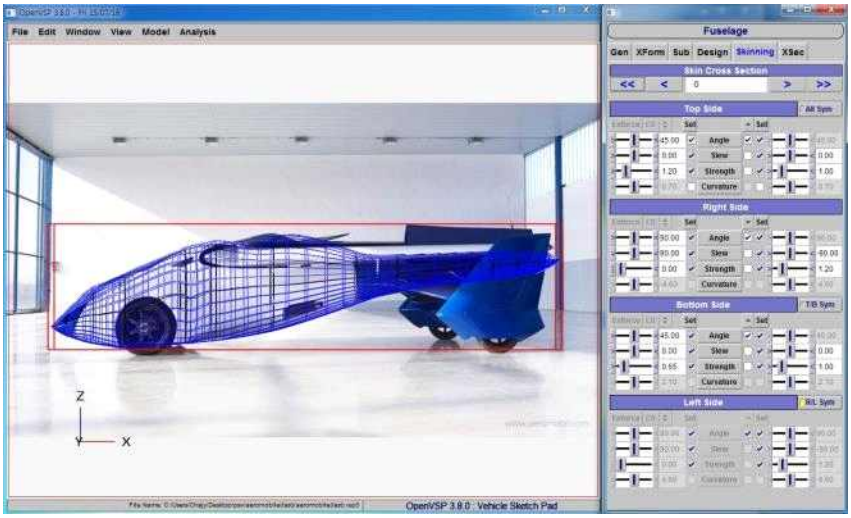


그림 122. Open VSP®에서 Aeromobil 3.0 동체 측면도 Skinning 탭

- Main_Wing은 기본적으로 동체와 만드는 순서는 같음
- Gen Tab으로 Wing의 이름 설정

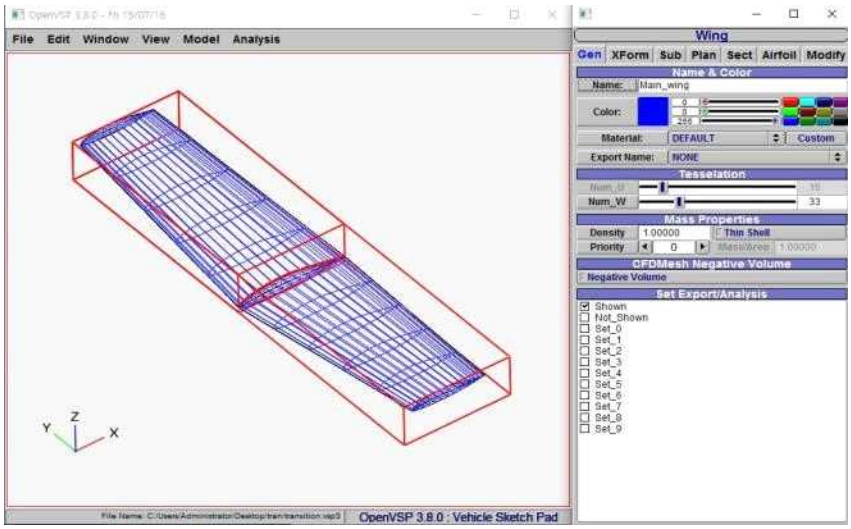


그림 123. Open VSP®에서 Aeromobil 3.0 날개 생성 창

- Sect tab에서 Wing의 Section 개수를 설정하고 각각의 특성을 설정

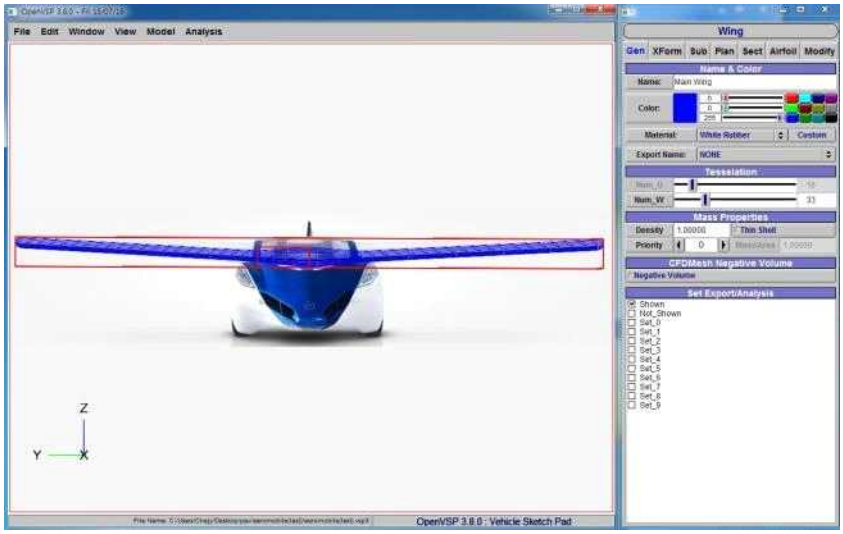


그림 124. Open VSP®에서 Aeromobil 3.0 주익(정면도) 생성 창

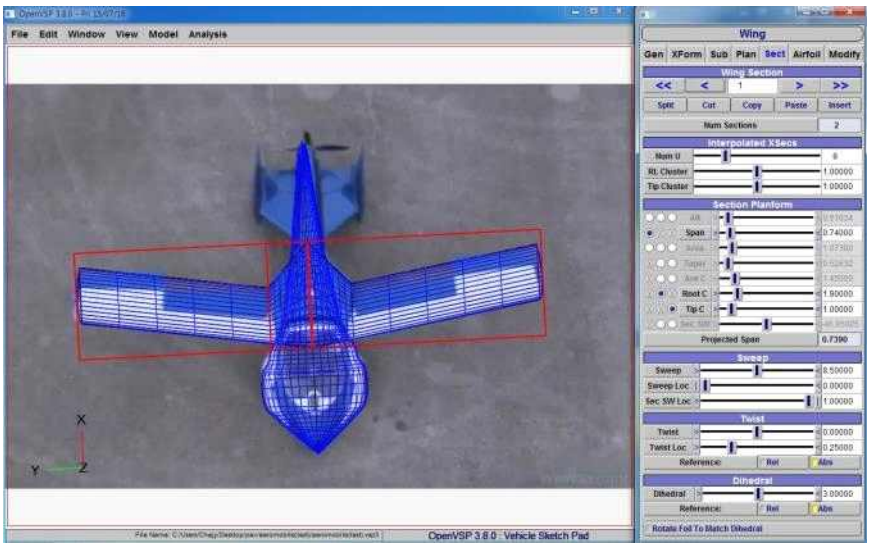


그림 125. Open VSP®에서 Aeromobil 3.0 주익(평면도) 단면 탭

- XForm tab에서 절대축에 대한 날개의 위치를 설정

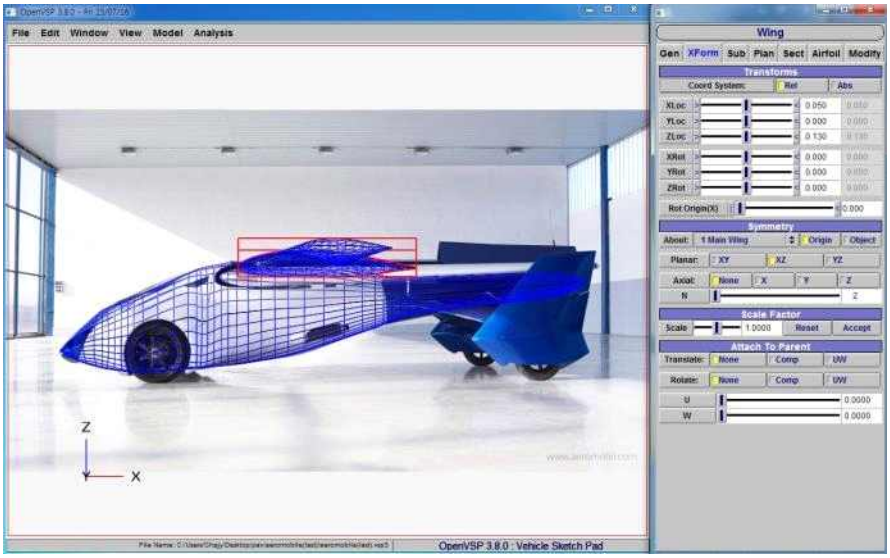


그림 126. Open VSP®에서 Aeromobil 3.0 주익(측면도) XForm 탭

- Plan Tab으로 날개의 Span, Chord, Area 등을 설정
- 주어진 Transition의 Spec에 따라 값을 설정한 후 background에 주어진 image에 따라 형상을 그림

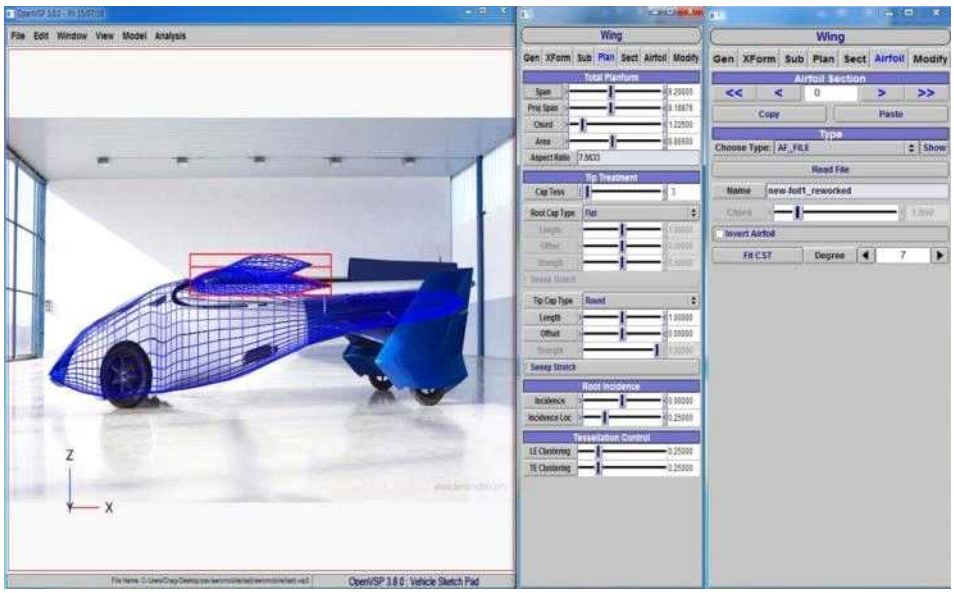


그림 127. Open VSP®에서 Aeromobil 3.0 주익(측면도) 익형 선택 탭

- Airfoil tab은 각각의 section에 airfoil data를 추가함. Airfoil 형상, Camber, Max camber의 위치 등 airfoil에 관한 전반적인 data를 추가함
- Horizontal_Tail_Wing / Vertical_Tail_Wing도 wing과 같은 방법으로 형상을 구현함

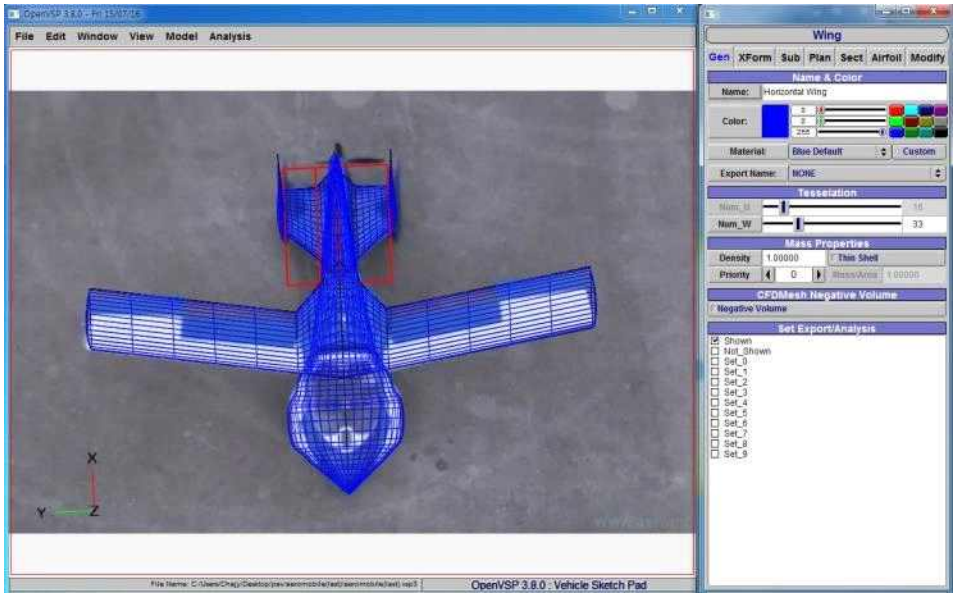


그림 128. Open VSP®에서 Aeromobil 3.0 꼬리날개 평면도 생성 탭

- Horizontal_Tail_Wing / Vertical_Tail_Wing도 wing과 같은 방법으로 형상을 구현함
- 형상 통합: 날개, 동체, 꼬리날개 등 각 부분을 서로간의 거리를 고려하여 통합함

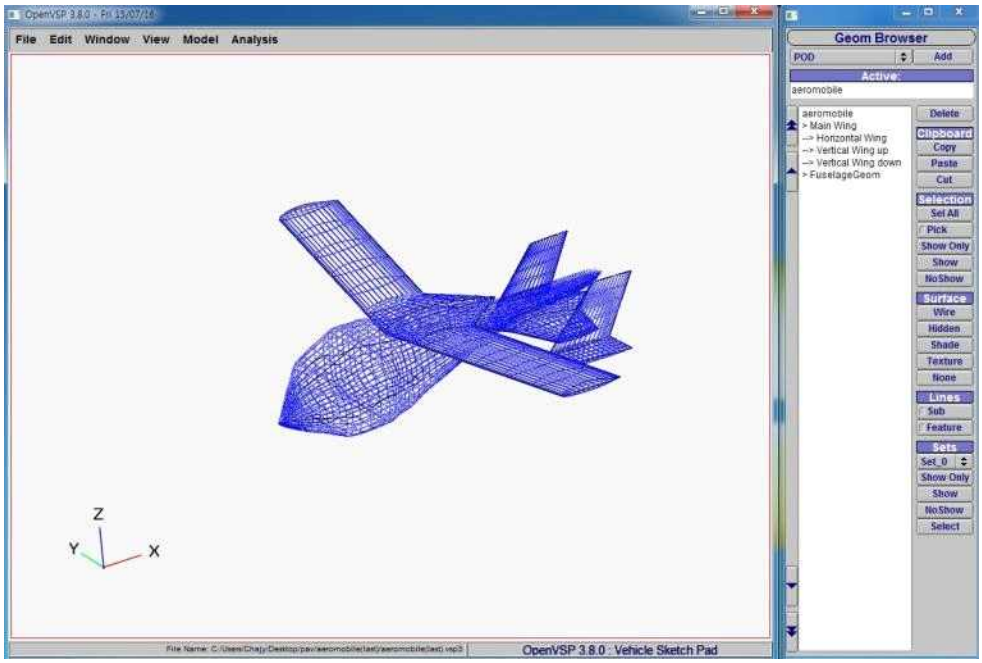


그림 129. Open VSP®에서 구현된 Aeromobil 3.0 최종 외부 형상

- Open VSP를 사용 PAV의 표면적(wetted area) 계산

- Open VSP프로그램을 이용하여 항공기의 표면적(wetted area)을 계산 할 수 있음
- Geom → CompGeom...을 클릭, 이 창에서 Execute를 클릭하면 표면적이 계산됨

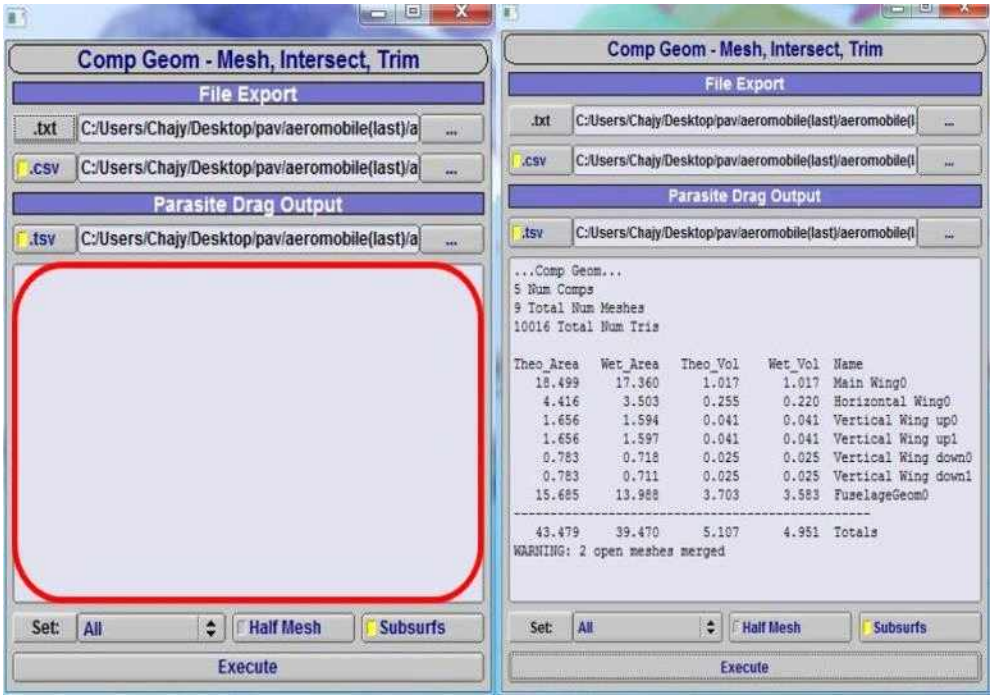
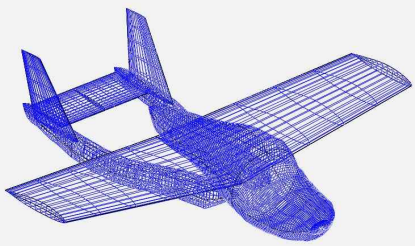
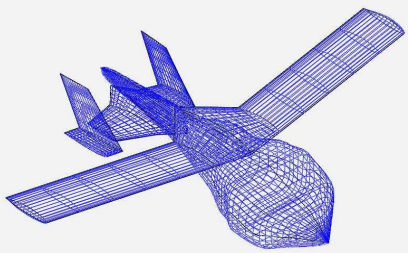


그림 130. Open VSP®에서 Aeromobil 3.0 표면적 계산

- **Transition과 Aeromobil3.0의 표면적**
  - OpenVSP를 사용하여 계산한 Transition과 Aeromobil3.0의 표면적은 아래 표와 같음

표 22 Transition와 Aeromobil 3.0 표면적 비교

	Terrafugia Transition		Aeromobil 3.0	
				
	SI unit	US unit	SI unit	US unit
Wetted Area	55.36 ㎡	595.89 ft²	39.47 ㎡	424.85 ft²

○ XFLR5를 사용한 PAV 공력해석

- 구속조건과 사이징은 공력 변수값에 의존함, 결과적으로 개념설계에 적합한 비교적 낮은 정확도의 공력해석을 이러한 변수를 측정하기 위해 수행함
- 공력 해석은 에어포일 부분에서부터 시작함. 이러한 에어포일 부분의 특성은 Polhamus 식을 사용하여 가로세로비, 테이퍼 비, 날개 후퇴각, 상반각, 날개 내리흐름 그리고 Prandtl-Glauert의 압축계수를 조정하고 이를 사용하여 날개, 수평 안정장치, 카나드 그리고 미익을 위한 양력과 관계된 공력 계수를 계산함
- 항공기 항력은 이차 항력 모델식을 사용하여 측정하고 영양력 항력계수는 component

drag build-up 방법론을 사용하여 계산함. 이 방법은 각 구성요소의 마찰항력계수를 우선 결정하고 마찰항력과 형상항력을 이용하여 형상 계수를 조정하면서 전체 항력을 계산함. 유도항력은 날개 가로세로비와 오스왈드 효율 계수를 사용하여 계산함

- 공력해석을 위해서 본 연구에서는 XLFR5®를 사용함. XFLR5®는 기존의 FORTRAN 소스코드를 C/C++언어로 변환하였고, 공용 라이선스로 누구나 자유롭게 사용할 수 있음. XFLR5®는 다른 소프트웨어와 비교하여 검증되었고, 실험적 결과를 기반으로 결과값을 도출하여 결과값은 비교적 신뢰성이 높음. XLFR5®에서 에어포일 해석을 위해 적용한 알고리즘은 FORTRAN언어에서 C언어로 바뀐 것을 제외하면 기존의 잘 알려진 Xfoil의 코드와 동일함. 사용되는 해석 방법으로는 Non-linear Lifting Line Theory (LLT)를 사용하거나 LLT방법으로 해석 할 수 없는 기하학적 형상의 날개를 해석하기 위해서는 Vortex Lattice Method (VLM)로 해석을 진행하게 됨. 3D panel method는 단일 날개와 항공기 해석 시에 서로 다른 방식으로 해석이 진행이 되고, 단일 날개의 경우 uniform double과 source의 분포로 thick surface를 나타내어 3D해석 방법에 적용하게 됨[22]
- XFLR5의 구성 및 사용법
  - 'XFLR5.exe'를 실행하면기본 창이 열림. 기본화면은 흑백화면으로 아무것도 보이지 않지만, FILE 매뉴의 Direct Foil Design에서 airfoil에 대한 2D 해석을 수행한 후 3D 해석을 진행하게 됨. File/Direct Foil Design에서 airfoil을 새롭게 설계할 수 있고, 기존의 airfoil data를 가져올 수도 있음

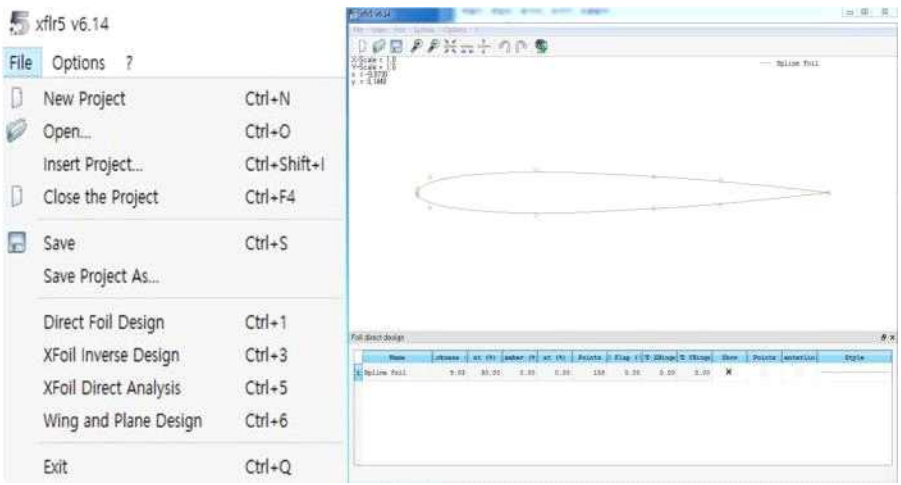


그림 131. XLFR5® 익형 설계(Airfoil Design) 및 삽입 창

  - 아래 그림과 같이 airfoil을 불러오면 airfoil의 형상을 확인할 수 있고, 빨간 박스 안에서 airfoil의 형상을 변경할 수도 있고, 입력받은 airfoil의 수치적 data를 확인할 수 있음. 또한 여러 개의 airfoil을 불러들여 show박스에 check를 하면 airfoil형상들을 비교할 수 있음

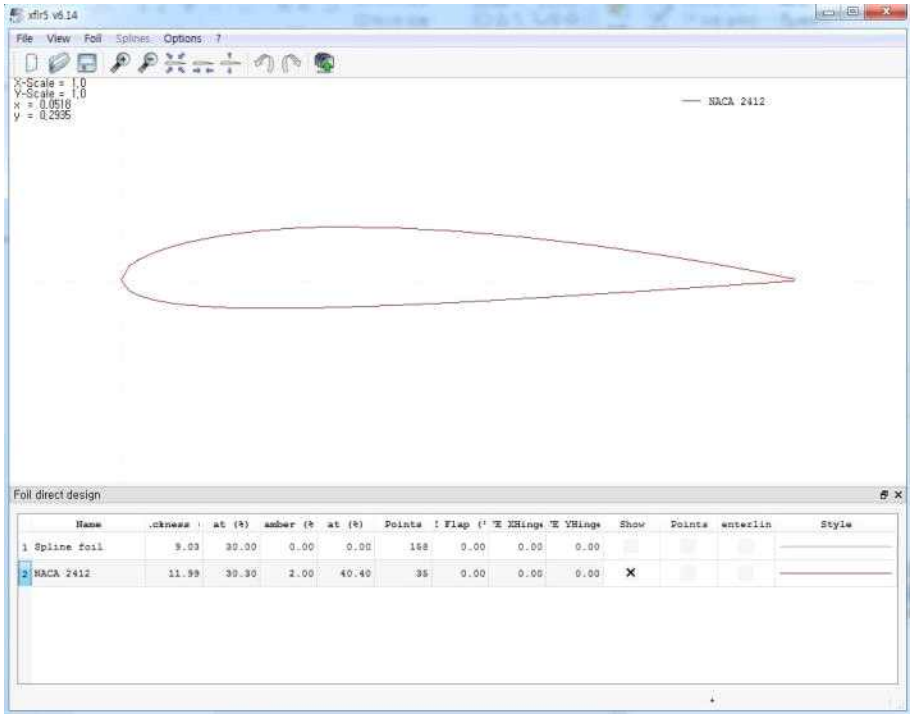


그림 132. XLFR5® 익형 창

- 우선 2-D airfoil 형상에 대해 공력해석을 수행함. 이 후에 3-D 형상에 대해 해석이 가능함. File에서 XFoil Direct Analysis를 통해 C_D-C_L, alpha-C_L, alpha-Cm 그리고 alpha-C_L/C_D 그래프를 구할 수 있음

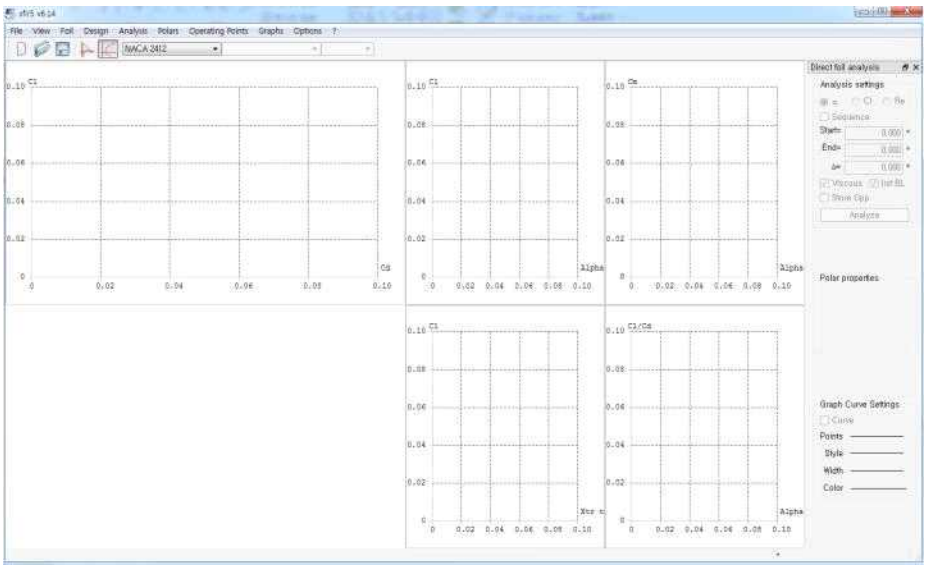


그림 133. XLFR5® 2-D 해석 창

- 원하는 범위의 Reynolds number와 받음각(AOA: angle of attack)의 원하는 증가량을 입력하여 2-D 해석을 진행할 수 있음

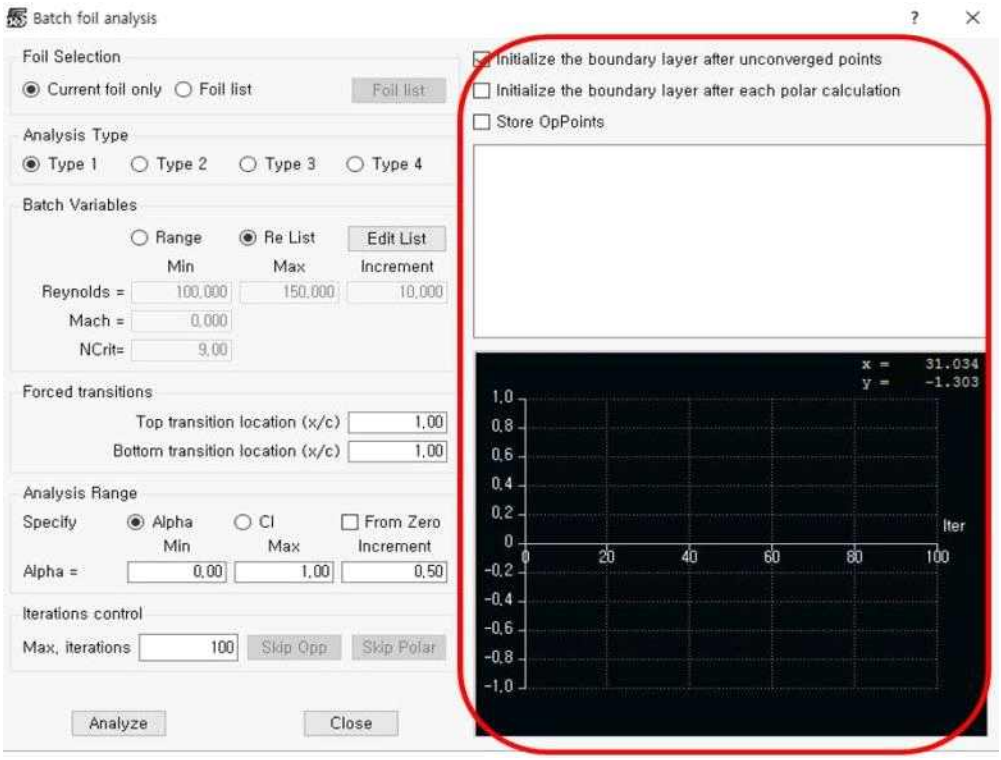


그림 134. XLFR5® 2-D 해석 조건 창

- Foil selection
  - ✓ Current foil only: Direct Foil design에서 설계한 airfoil을 선택하여 해석에 적용
  - ✓ Foil list: 여러 개의 airfoil을 불러왔을 때, Foil list에서 선택하여 해석에 적용
- Analysis Type
  - ✓ Batch Variables의 입력 메뉴를 변경(Type 1, Type 2, Type 3, Type 4)
- Batch Variables
  - ✓ Ranges : Reynolds number 범위를 Min에서 Max까지 선택하여 해석에 적용
  - ✓ Re List : 원하는 Reynolds number를 입력할 수 있고 증가량도 임의로 조절
- Analysis Range
  - ✓ Alpha, C_L 두 가지 경우에 대해 최소값과 최대값을 지정하여 범위 내 일정 간격에 대해 해석을 수행할 수 있음
- Batch foil analysis를 통해 원하는 값을 입력한 후 Analyze 단추를 누르면 아래 그림의 오른쪽 창에 해석진행과정이 나타나게 되고 결과가 아래 그림과 같이 나타나게 됨. 이 후 원하는 형태의 Wing을 설계하여 3D해석을 할 수 있음

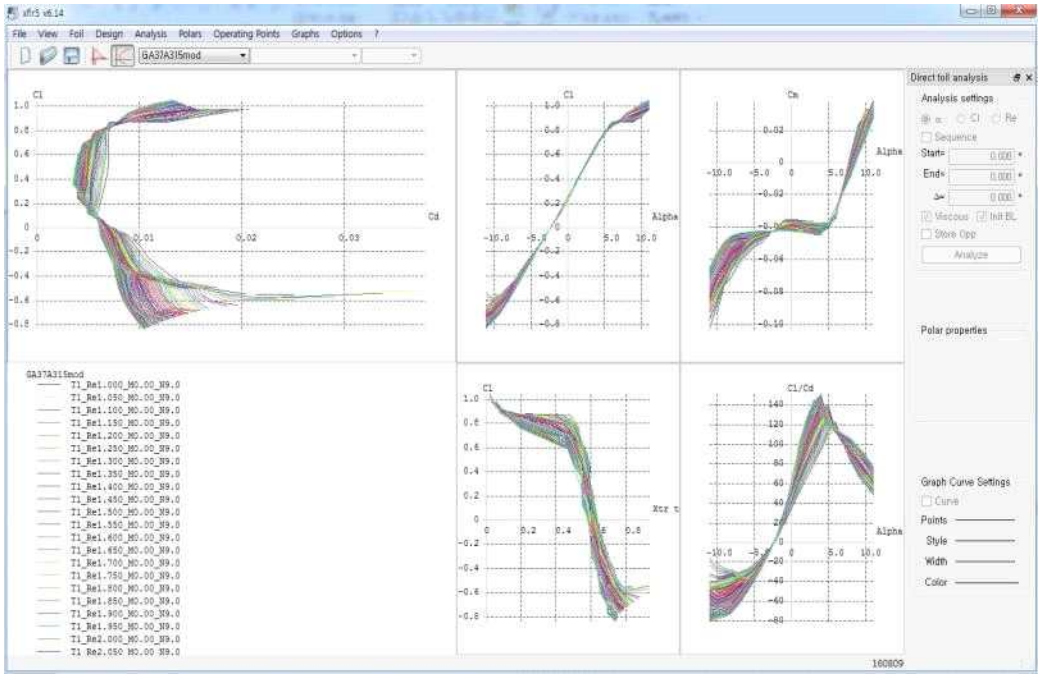


그림 135. XLFR5® 2-D 해석 결과

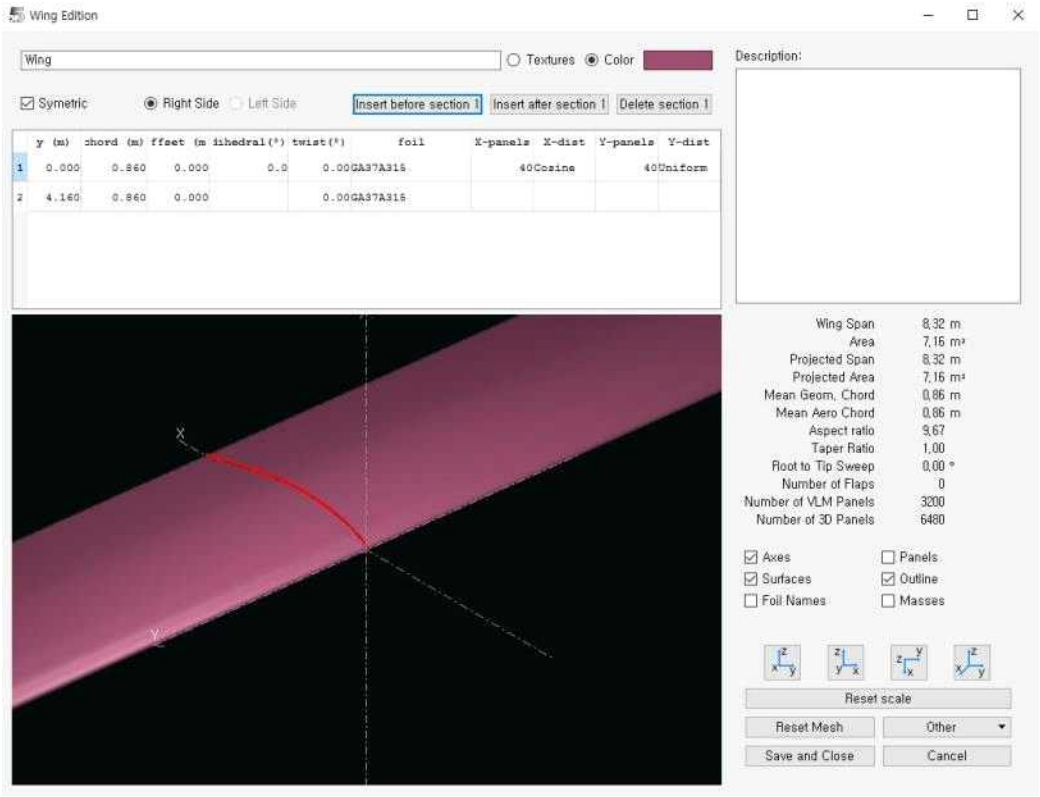


그림 136. XLFR5® 3-D 날개 형상 설계

- airfoil 공력해석

XFLR5®를 이용하여 Aeromobil3.0과 Transition형상의 날개에 대해서 다음 airfoil들에 대해서 동일한 날개면적, AR, Wing Span 조건을 적용하여 공력해석을 진행

- GA37A315mod Airfoil을 사용한 경우(Aeromobil3.0과 Terrafugia Transition 모두에 대해)

Max thickness: 15% at 40%

Max camber: 2.47% at 40%

- Aeromobil3.0 (S = 7.052㎡, AR = 9.535, Wing Span = 8.2m)
  - ✓ 우선 구하고자하는 airfoil data를 불러들임

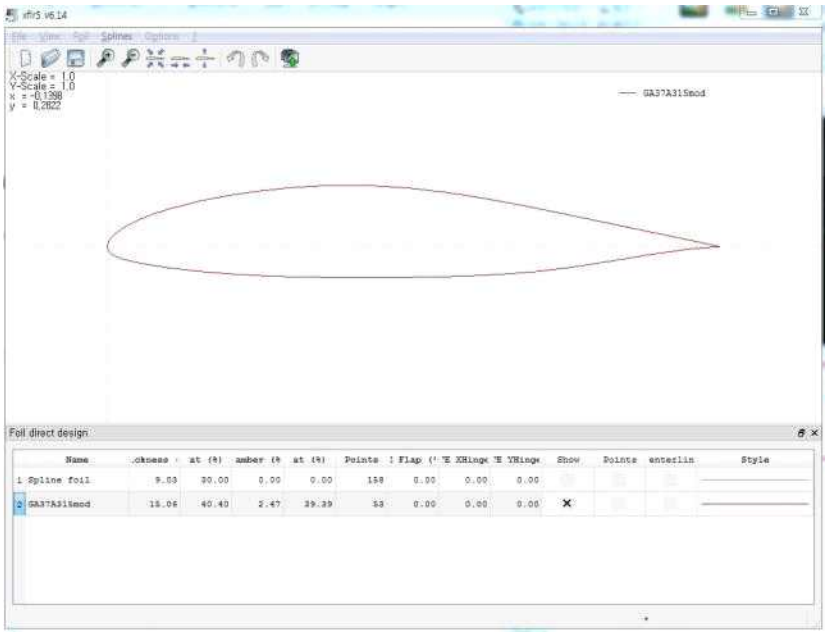


그림 137. XLFR5® GA37A315mod 익형 설계 및 삽입 창

  - ✓ 다음으로 airfoil data의 2-D analysis를 수행함
    - ▷ Analysis Type : Type 1(Fixed Speed)
    - ▷ Reynolds 범위 : 100만 ~ 600만
    - ▷ Alpha 범위 : -11° ~ 11°

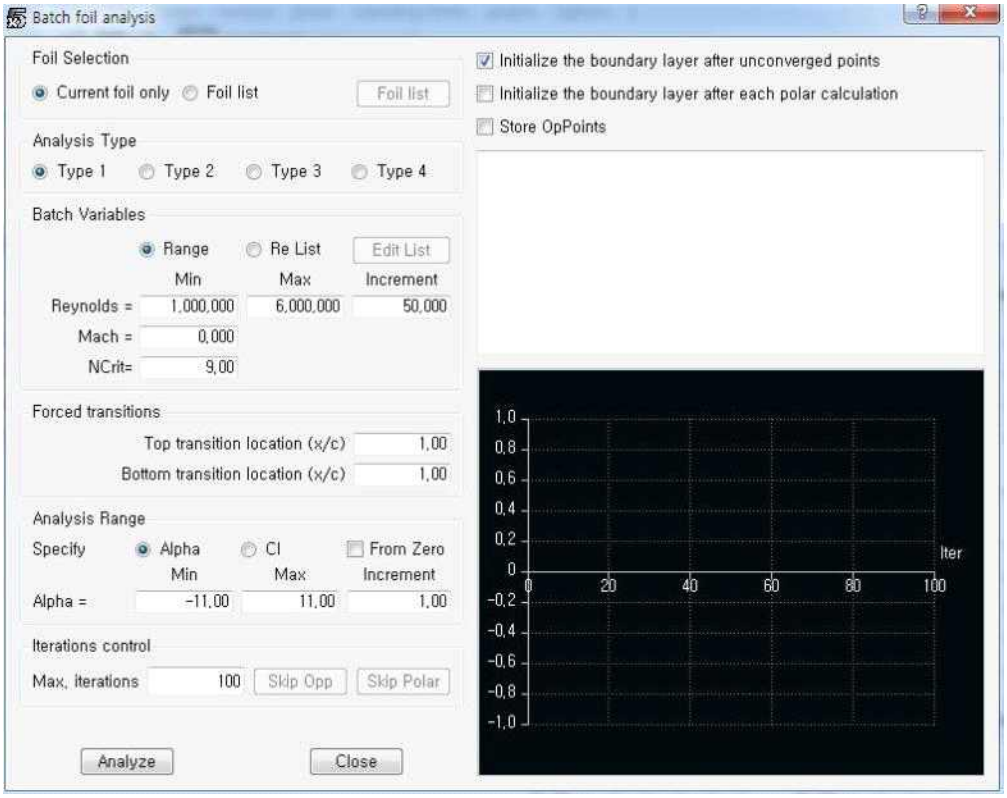


그림 138. XLFR5® 2-D 해석 조건 창

✓ 이와 같은 조건을 이용하여 2-D analysis를 수행한 결과는 아래 그림과 같음

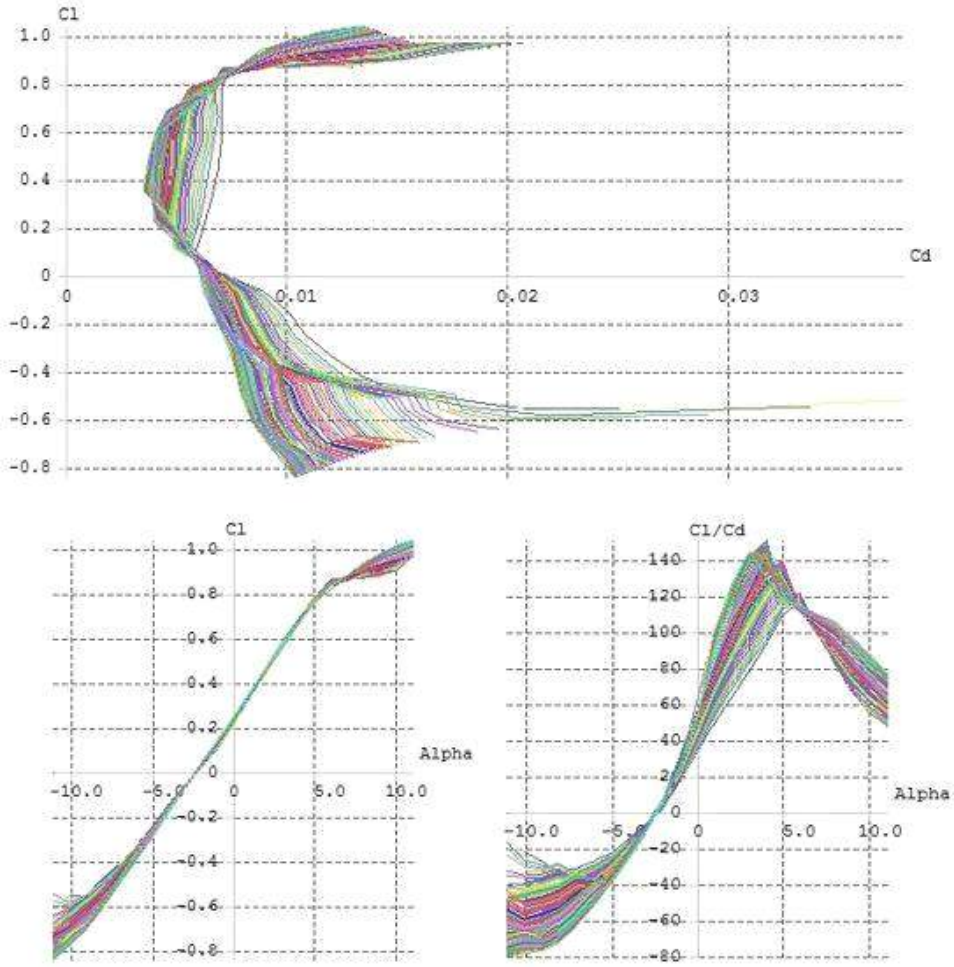


그림 139. XLFR5® GA37A315mod 2-D 해석 결과

✓ 2-D형상에 대해서 공력해석이 우선적으로 수행되어야 3-D 형상에 대해서 해석을 진행할 수 있음. 고도, 속도와 같은 조건을 설정 한 후 해석을 진행하면 다음과 결과 값을 얻게 됨

✓ 고도 : 2.6km, 순항속도 : 44.4m/s

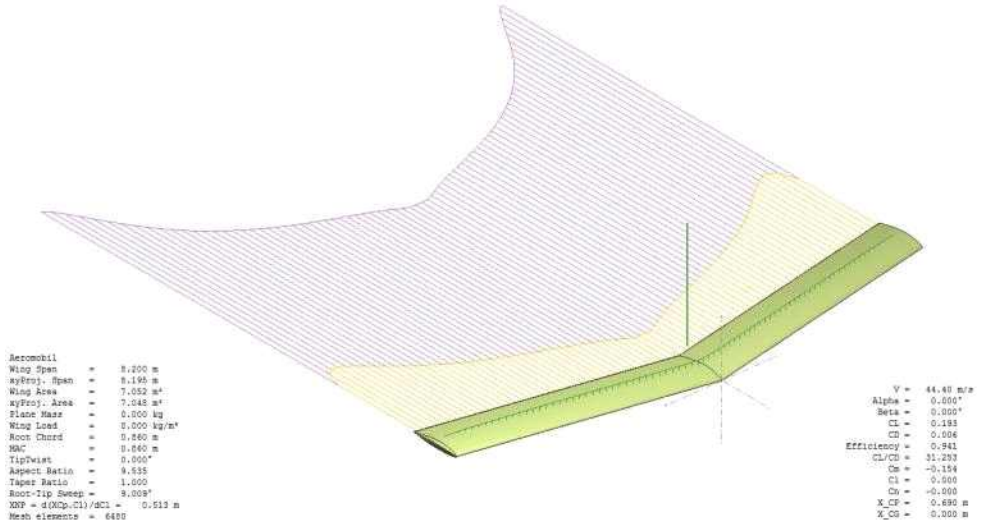


그림 140. XLFR5® 사용 Aeromobil 3.0(GA37A315mod 익형 사용) 3-D 해석 결과

✓ 메뉴부분에서 Polar→Current Polar→Export를 하게 되면 받음각도별로 C_L 및 C_D값을 가지고 있는 text파일을 얻을 수 있음(아래 표)

표 23 XLFR5® Aeromobil3.0(GA37A315mod) 공력해석 결과

alpha	CL	CD(main)	CD(tail)	CD	CL/CD
-9	-0.61724	0.025371	0.012686	0.038057	-16.219
-8	-0.52799	0.021009	0.010505	0.031514	-16.7544
-7	-0.43842	0.017354	0.008677	0.026031	-16.8421
-6	-0.34858	0.013557	0.006779	0.020336	-17.1414
-5	-0.25853	0.010871	0.005436	0.016307	-15.8544
-4	-0.16833	0.009017	0.004509	0.013526	-12.4455
-3	-0.07804	0.007875	0.003938	0.011813	-6.60622
-2	0.012296	0.006958	0.003479	0.010437	1.178116
-1	0.102609	0.006261	0.003131	0.009392	10.92573
0	0.192844	0.00617	0.003085	0.009255	20.83674
1	0.282946	0.007464	0.003732	0.011196	25.27206
2	0.372856	0.009657	0.004829	0.014486	25.73995
3	0.462518	0.012365	0.006183	0.018548	24.93695
4	0.551877	0.015582	0.007791	0.023373	23.61173
5	0.640876	0.019481	0.009741	0.029222	21.93166
6	0.729461	0.024149	0.012075	0.036224	20.13778
7	0.817578	0.031332	0.015666	0.046998	17.39602

- Transition(S = 14.395㎡, AR = 4.569, Wing Span = 8.11m)
  Transition의 경우는 2-D 해석은 Aeromobil3.0에서 사용한 것과 동일한 airfoil을 사용하고 다른 조건들도 모두 동일함
  ✓ Analysis Type : Type 1(Fixed Speed)
  ✓ Reynolds 범위 : 100만 ~ 600만
  ✓ Alpha 범위 : -11° ~ 11°
  ✓ 고도 : 2.6km, 순항속도 : 44.4m/s

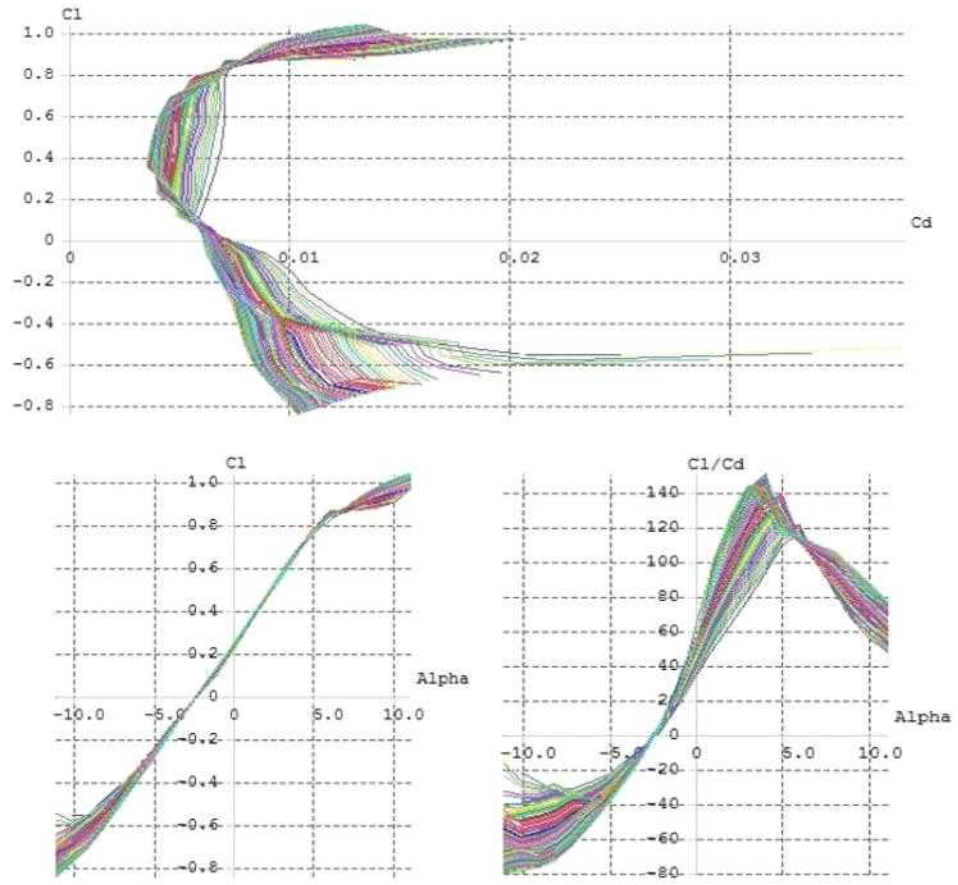


그림 141. XLFR5® GA37A315mod 익형 2-D 해석 결과

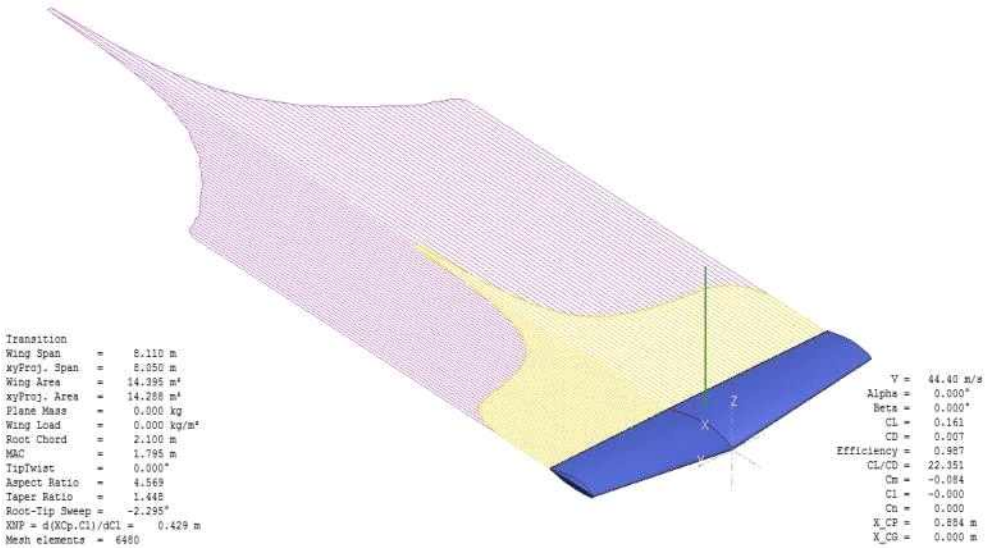


그림 142. XLFR5® 사용 Transition(GA37A315mod 익형 사용) 3-D 해석 결과

✓ 메뉴부분에서 Polar→Current Polar→Export를 하게 되면 받음각도별로 C_L 및 C_D값을 가지고 있는 text파일을 얻을 수 있음(아래 표)

표 24 XLFR5® GA37A315mod 익형 사용 Transition 공력해석 결과

alpha	CL	CD(main)	CD(tail)	CD	CL/CD
-11	-0.64837	0.037465	0.009228	0.046693	-13.8858
-10	-0.57517	0.030981	0.007631	0.038612	-14.8962
-9	-0.50164	0.025394	0.006255	0.031649	-15.8502
-8	-0.42784	0.020582	0.005069	0.025651	-16.679
-7	-0.35383	0.016482	0.004060	0.020542	-17.2252
-6	-0.27968	0.013065	0.003218	0.016283	-17.1761
-5	-0.20544	0.010215	0.002516	0.012731	-16.1366
-4	-0.13117	0.008163	0.002011	0.010174	-12.8928
-3	-0.05693	0.006913	0.001703	0.008616	-6.60781
-2	0.017208	0.006454	0.001590	0.008044	2.139326
-1	0.091192	0.006458	0.001591	0.008049	11.33011
0	0.164961	0.007102	0.001749	0.008851	18.63701
1	0.238454	0.008421	0.002074	0.010495	22.72043
2	0.311615	0.010423	0.002567	0.012990	23.98839
3	0.384385	0.013591	0.003348	0.016939	22.69293
4	0.456707	0.017608	0.004337	0.021945	20.81149
5	0.528525	0.022262	0.005483	0.027745	19.04921
6	0.599785	0.027779	0.006842	0.034621	17.32425
7	0.670433	0.034254	0.008437	0.042691	15.70434
8	0.740417	0.041578	0.010241	0.051819	14.28855
9	0.809688	0.049389	0.012165	0.061554	13.15416
10	0.878195	0.058080	0.014305	0.072385	12.13221

- NACA 2412 Airfoil을 사용한 경우(Aeromobil3.0와 Terrafugia Transition 모두에 대해)

  Max thickness: 12% at 30%

  Max camber: 2% at 40%
- Aeromobil3.0 (S = 7.052㎡, AR = 9.535, Wing Span = 8.2m)
  - ✓ 우선 구하고자하는 airfoil data를 불러들임

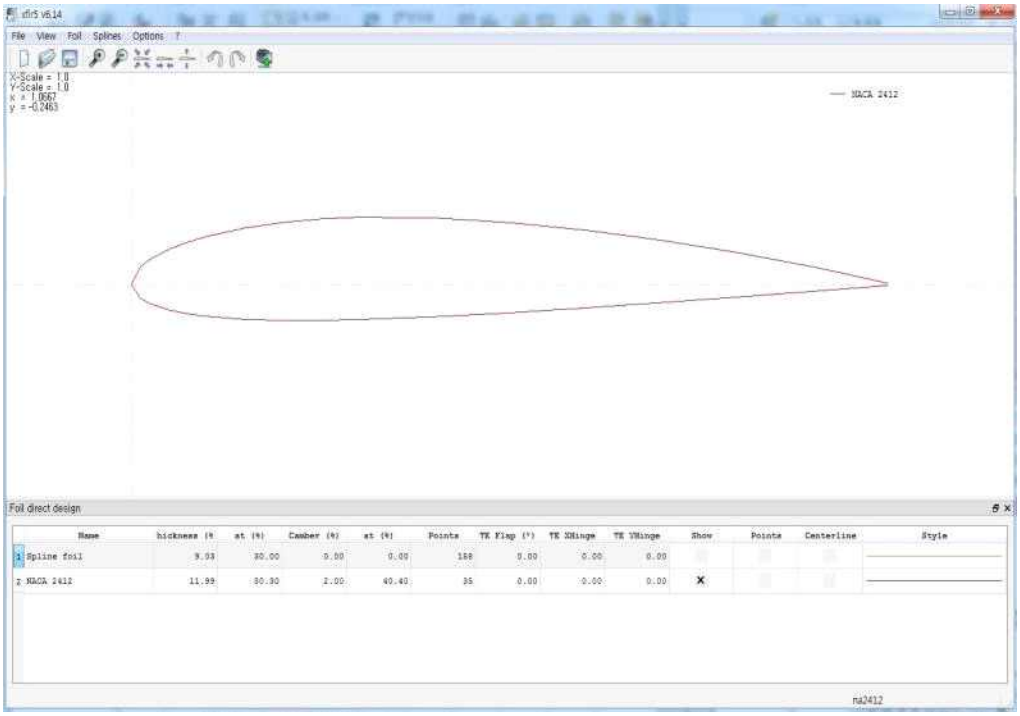


그림 143. XLFR5® NACA 2412 익형 설계 및 삽입 창

다음으로 airfoil data의 2-D analysis를 수행함

▷ Analysis Type : Type 1(Fixed Speed)

▷ Reynolds 범위 : 100만 ~ 600만

▷ Alpha 범위 : -11° ~ 11°

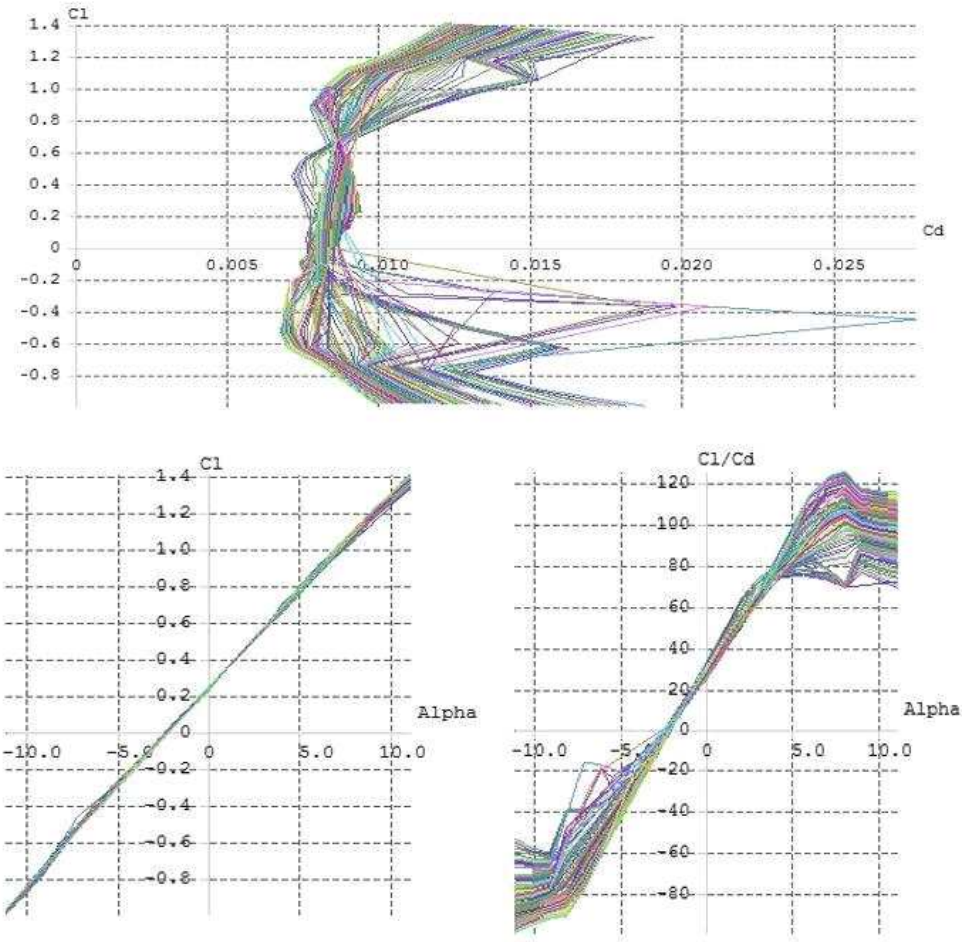


그림 144. XLFR5® NACA 2412 익형 2-D 해석 결과

2-D형상에 대해서 공력해석이 우선적으로 수행되어야 3-D 형상에 대해서 해석을 진행할 수 있음. 고도, 속도와 같은 조건을 설정 한 후 해석을 진행하면 다음과 결과 값을 얻게 됨

✓ 고도 : 2.6km, 순항속도 : 44.4m/s

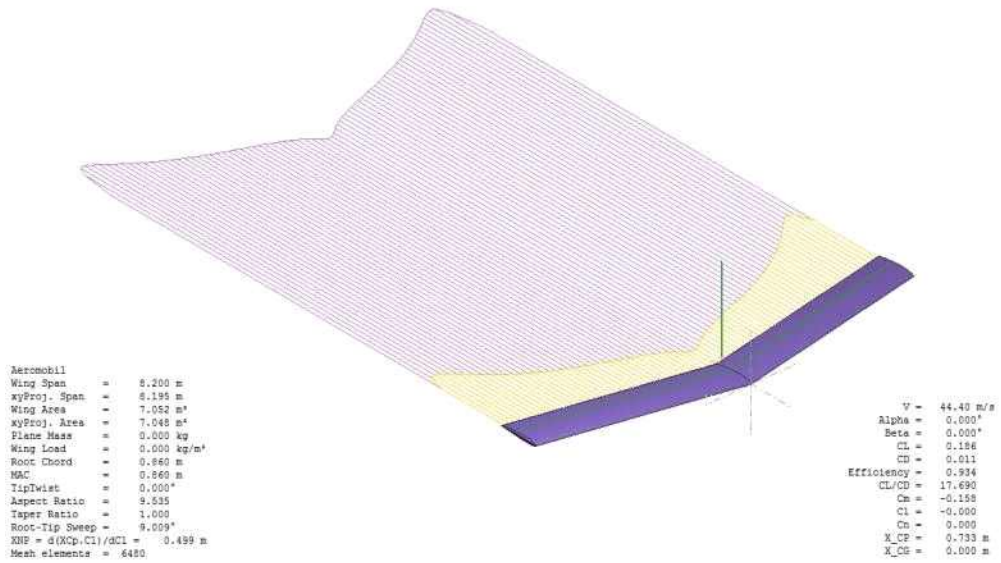


그림 145. XLFR5® Aeromobil 3.0(NACA 2412 익형 사용) 3-D 해석 결과

✓ 메뉴부분에서 Polar→Current Polar→Export를 하게 되면 받음각도별로 C_L 및 C_D값을 가지고 있는 text파일을 얻을 수 있음(아래 표)

표 25 XLFR5® Aeromobil 3.0(NACA 2412 익형 사용) 공력해석 결과

alpha	CL	CD(main)	CD(tail)	CD	CL/CD
-11	-0.76555	0.031071	0.015536	0.046607	-16.4258
-10	-0.68029	0.026084	0.013042	0.039126	-17.3871
-9	-0.59462	0.022018	0.011009	0.033027	-18.0041
-8	-0.5086	0.018459	0.00923	0.027689	-18.3687
-7	-0.42227	0.015404	0.007702	0.023106	-18.2755
-6	-0.3357	0.01286	0.00643	0.01929	-17.4026
-5	-0.24892	0.010834	0.005417	0.016251	-15.3174
-4	-0.16201	0.009331	0.004666	0.013997	-11.5748
-3	-0.075	0.008354	0.004177	0.012531	-5.985
-2	0.012044	0.007905	0.003953	0.011858	1.015728
-1	0.099068	0.009127	0.004564	0.013691	7.236259
0	0.186019	0.010516	0.005258	0.015774	11.79276
1	0.272843	0.012044	0.006022	0.018066	15.10257
2	0.359486	0.013918	0.006959	0.020877	17.21924
3	0.445896	0.016296	0.008148	0.024444	18.24153
4	0.532018	0.019148	0.009574	0.028722	18.52301
5	0.6178	0.022315	0.011158	0.033473	18.45694
6	0.703191	0.026533	0.013267	0.0398	17.66834
7	0.78814	0.031341	0.015671	0.047012	16.76483
8	0.872594	0.036641	0.018321	0.054962	15.87646
9	0.956506	0.042397	0.021199	0.063596	15.04047
10	1.039827	0.048709	0.024355	0.073064	14.23183
11	1.122508	0.055712	0.027856	0.083568	13.43227

- Transition(S = 14.395㎡, AR = 4.569, Wing Span = 8.11m)
  Transition의 경우는 2-D 해석은 Aeromobil3.0에서 사용한 것과 동일한 airfoil을 사용하고 다른 조건들도 모두 동일함
  ✓ Analysis Type : Type 1(Fixed Speed)
  ✓ Reynolds 범위 : 100만 ~ 600만
  ✓ Alpha 범위 : -11° ~ 11°
  ✓ 고도 : 2.6km, 순항속도 : 44.4m/s

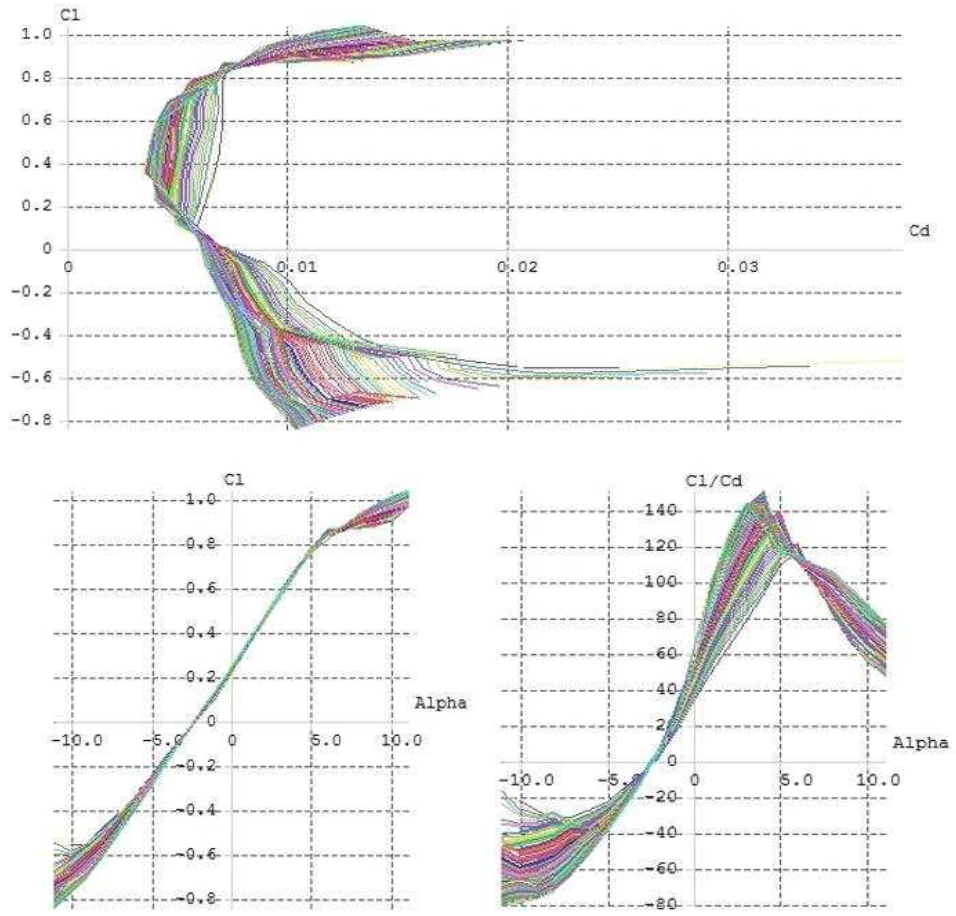


그림 146. XLFR5® NACA 2412 2-D 해석 결과

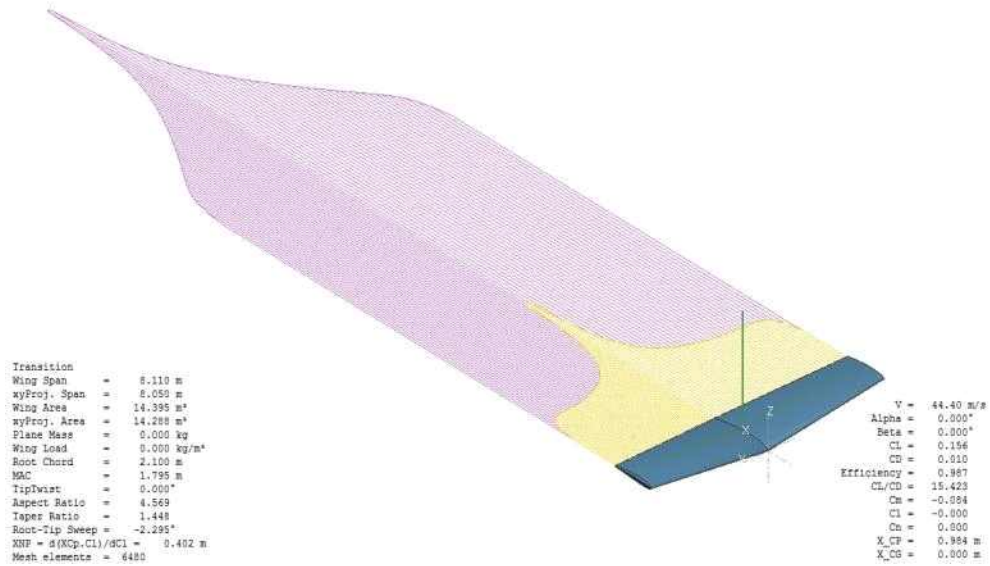


그림 147. XLFR5® Transition (NACA 2412 익형 사용) 3-D 해석 결과

✓ 메뉴부분에서 Polar→Current Polar→Export를 하게 되면 받음각도별로 C_L 및 C_D값을 가지고 있는 text파일을 얻을 수 있음(아래 표)

표 26 XLFR5® Transition (NACA 2412 익형 사용) 공력해석 결과

alpha	CL	CD(main)	CD(tail)	CD	CL/CD
-11	-0.60566	0.033891	0.008348	0.042239	-14.339
-10	-0.53709	0.028012	0.0069	0.034912	-15.3843
-9	-0.46821	0.022964	0.005656	0.02862	-16.3596
-8	-0.39909	0.018735	0.004615	0.02335	-17.0918
-7	-0.32976	0.015265	0.00376	0.019025	-17.3333
-6	-0.2603	0.012497	0.003078	0.015575	-16.7129
-5	-0.19076	0.010417	0.002566	0.012983	-14.6936
-4	-0.1212	0.0092	0.002266	0.011466	-10.5703
-3	-0.05167	0.008498	0.002093	0.010591	-4.87862
-2	0.017768	0.008365	0.00206	0.010425	1.704308
-1	0.087059	0.008909	0.002194	0.011103	7.840797
0	0.156145	0.010124	0.002494	0.012618	12.37518
1	0.224971	0.012004	0.002957	0.014961	15.03751
2	0.293483	0.014544	0.003582	0.018126	16.19103
3	0.361625	0.017726	0.004366	0.022092	16.36904
4	0.429344	0.021532	0.005303	0.026835	15.99914
5	0.496588	0.025942	0.00639	0.032332	15.35919
6	0.563305	0.030873	0.007604	0.038477	14.63997
7	0.629445	0.03628	0.008936	0.045216	13.92086
8	0.69496	0.042164	0.010385	0.052549	13.22493
9	0.759802	0.048495	0.011945	0.06044	12.57127
10	0.823925	0.055311	0.013623	0.068934	11.95231
11	0.887284	0.062875	0.015486	0.078361	11.32297

- FX 63-137 Airfoil을 사용한 경우(Aeromobil3.0와 Terrafugia Transition 모두에 대해)

  Max thickness : 13.7% at 30%

  Max camber : 6% at 50.5%
- Aeromobil3.0 (S = 7.052㎡, AR = 9.535, Wing Span = 8.2m)
  ✓ 우선 구하고자하는 airfoil data를 불러들임

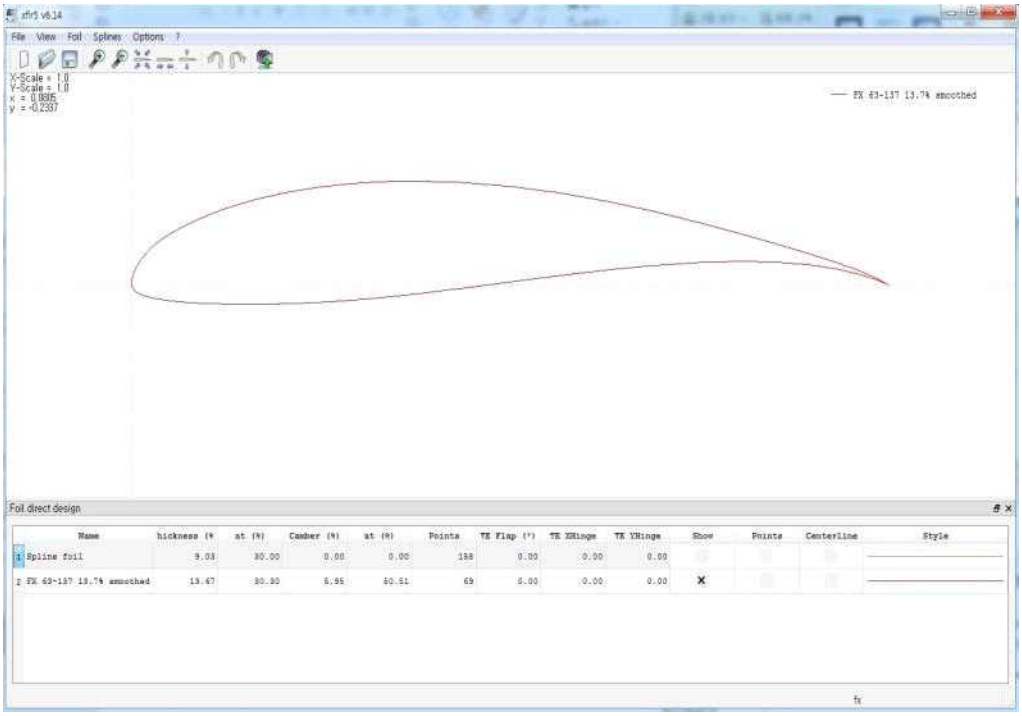


그림 148. XLFR5® FX 63-137 익형 설계 및 삽입 창

다음으로 airfoil data의 2-D analysis를 수행함

▷ Analysis Type : Type 1(Fixed Speed)

▷ Reynolds 범위 : 100만 ~ 600만

▷ Alpha 범위 : -11° ~ 11°

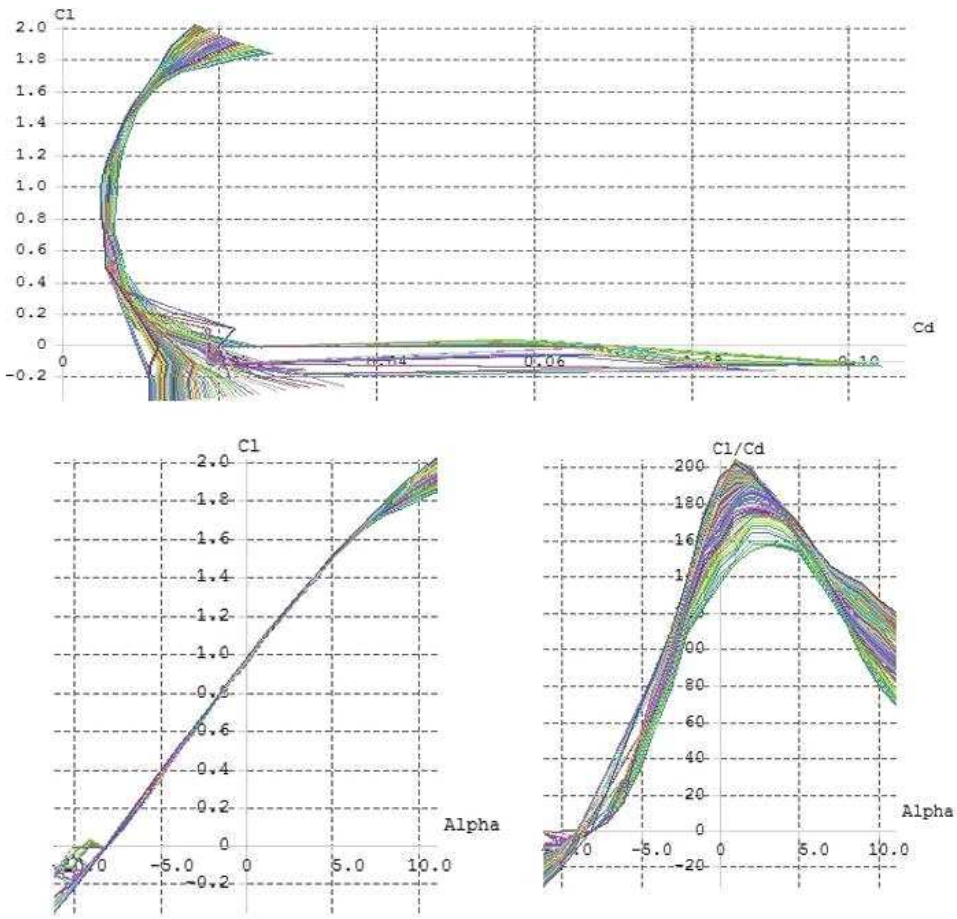


그림 149. XLFR5® FX 63-137 익형 2-D 해석 결과

2-D형상에 대해서 공력해석이 우선적으로 수행되어야 3-D 형상에 대해서 해석을 진행할 수 있음. 고도, 속도와 같은 조건을 설정 한 후 해석을 진행하면 다음과 결과 값을 얻게 됨

✓ 고도 : 2.6km, 순항속도 : 44.4m/s

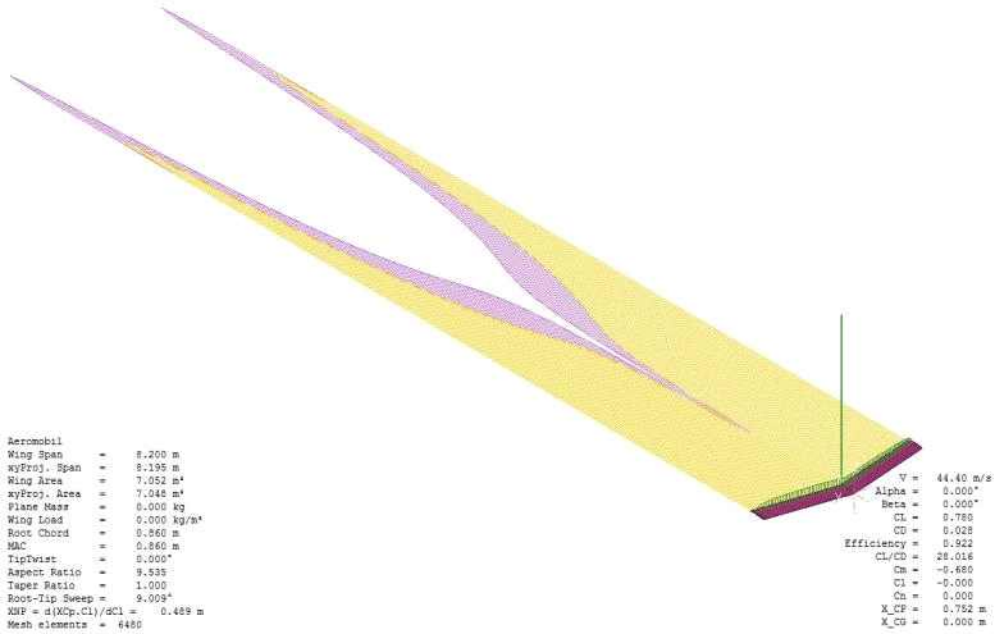


그림 150. XLFR5® Aeromobil3.0 (FX 63-137 익형 사용) 3-D 해석 결과

메뉴부분에서 Polar→Current Polar→Export를 하게 되면 받음각도별로 C_L 및 C_D값을 가지고 있는 text파일을 얻을 수 있음(아래 표)

표 27 XLFR5® Aeromobil 3.0 (FX 63-137 익형 사용) 공력해석 결과

alpha	CL	CD(main)	CD(tail)	CD	CL/CD
-10	-0.09916	0.036934	0.018467	0.055401	-1.78981
-9	-0.01085	0.028351	0.014176	0.042527	-0.25504
-8	0.077522	0.012384	0.006192	0.018576	4.173234
-7	0.165892	0.010732	0.005366	0.016098	10.30513
-6	0.254208	0.010926	0.005463	0.016389	15.51089
-5	0.342415	0.012156	0.006078	0.018234	18.77893
-4	0.430457	0.014133	0.007067	0.0212	20.30505
-3	0.51828	0.016775	0.008388	0.025163	20.59732
-2	0.605829	0.019951	0.009976	0.029927	20.2439
-1	0.69305	0.023508	0.011754	0.035262	19.6543
0	0.779888	0.027837	0.013919	0.041756	18.67749
1	0.866291	0.032883	0.016442	0.049325	17.5631
2	0.952205	0.038529	0.019265	0.057794	16.47599
3	1.03758	0.044683	0.022342	0.067025	15.48061
4	1.122364	0.051407	0.025704	0.077111	14.55527
5	1.206506	0.058728	0.029364	0.088092	13.69598
6	1.289959	0.066608	0.033304	0.099912	12.91095
7	1.372674	0.075108	0.037554	0.112662	12.184
8	1.454605	0.084153	0.042077	0.12623	11.52349
9	1.535705	0.093771	0.046886	0.140657	10.91812
10	1.615931	0.104211	0.052106	0.156317	10.33756
11	1.69524	0.115256	0.057628	0.172884	9.80565

- Transition(S = 14.395㎡, AR = 4.569, Wing Span = 8.11m)

  Transition의 경우는 2-D 해석은 Aeromobil3.0에서 사용한 것과 동일한 airfoil을 사용하고 다른 조건들도 모두 동일함

  ✓ Analysis Type : Type 1(Fixed Speed)

✓ Reynolds 범위 : 100만 ~ 600만

✓ Alpha 범위 : -11° ~ 11°

✓ 고도 : 2.6km, 순항속도 : 44.4m/s

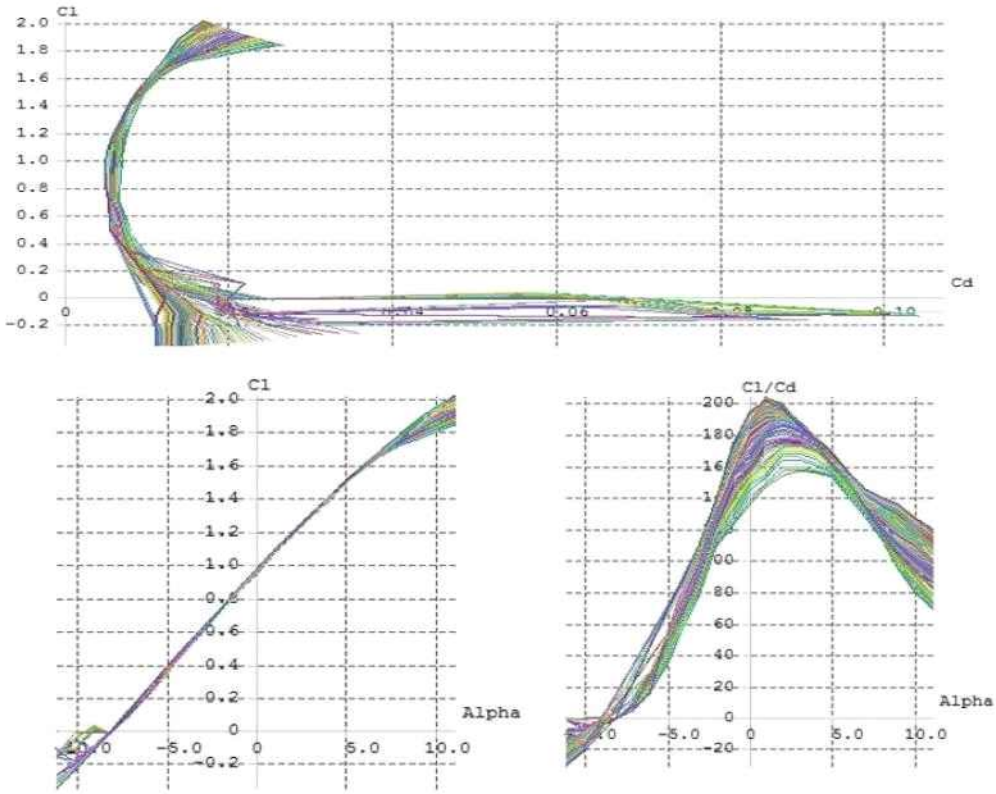


그림 151. XLFR5® 사용 FX 63-137 익형 2-D 해석 결과

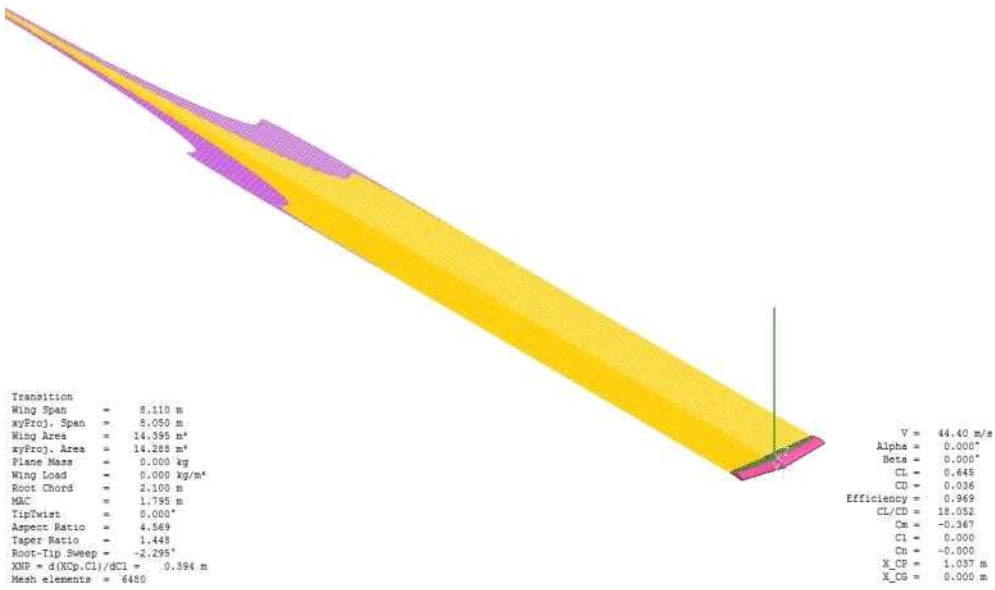


그림 152. XLFR5® 사용 Transition (FX 63-137 익형 사용) 3-D 해석 결과

✓ 메뉴부분에서 Polar→Current Polar→Export를 하게 되면 받음각도별로 C_L 및 C_D값을 가지고 있는 text파일을 얻을 수 있음(아래 표)

표 28 XLFR5® 사용 Transition (FX 63-137 익형 사용) 공력해석 결과

alpha	CL	CD(main)	CD(tail)	CD	CL/CD
-11	-0.12221	0.015109	0.003721	0.01883	-6.48982
-10	-0.0515	0.013407	0.003302	0.016709	-3.08231
-9	0.01919	0.012288	0.003027	0.015315	1.253053
-8	0.089816	0.011884	0.002927	0.014811	6.064103
-7	0.160315	0.012189	0.003002	0.015191	10.55314
-6	0.230628	0.013199	0.003251	0.01645	14.01995
-5	0.300698	0.014906	0.003671	0.018577	16.1862
-4	0.370467	0.017316	0.004265	0.021581	17.16633
-3	0.439878	0.020578	0.005068	0.025646	17.1516
-2	0.508875	0.024863	0.006124	0.030987	16.42227
-1	0.577403	0.029974	0.007383	0.037357	15.45645
0	0.645408	0.035753	0.008806	0.044559	14.4843
1	0.712837	0.042117	0.010374	0.052491	13.58027
2	0.779638	0.048992	0.012067	0.061059	12.7686
3	0.845761	0.056567	0.013933	0.0705	11.99665
4	0.911155	0.06479	0.015958	0.080748	11.28391
5	0.975775	0.073554	0.018117	0.091671	10.64434
6	1.039574	0.082881	0.020414	0.103295	10.06412
7	1.102507	0.092787	0.022854	0.115641	9.533881
8	1.164532	0.103156	0.025408	0.128564	9.058003
9	1.225609	0.11395	0.028067	0.142017	8.630046
10	1.285698	0.125116	0.030817	0.155933	8.245208
11	1.344764	0.136623	0.033651	0.170274	7.897648

- 3개의 airfoil에 대해 위에서 구한 공력데이터를 비교한 결과 양의 받음값 범위에서 가장 좋은 양항비를 갖는 airfoil은 GA37A315mod이며 aeromobil3.0형상과 Transition형상 모두에서 가장 좋은 결과를 나타냄

○ PAV 추진 해석

- 구속조건과 사이징 분석은 또한 추진 관련 계수값에 의존하고 이것은 다른 동력 설정에서의 엔진 연료소모량 뿐만 아니라 다른 비행 형상에서의 최적 프로펠러 지름, 프로펠러 날개 개수, 프로펠러 효율을 포함함
- 프로펠러의 날개 계수는 Raymer 식을 사용하여 최적 프로펠러 지름, 이용 가능한 지상 간격을 결정할 수 있고 프로펠러 효율은 탄력이론을 사용하여 계산됨
- 마지막으로 내부 연소 엔진에 대한 엔진 연료소모량과 엔진 중량이 기존 데이터베이스와 예상되는 미래 성능 조사로 계산이 가능함
- 전기 추진장치는 엔진 중량을 동력대중량비 회귀분석을 사용하여 계산하고 요구되는 전기 동력은 전기 배터리 사이징이 가능한 이중 Halbach array 전기엔진에 대한 효율 맵을 사용하여 계산함
- 1차년도에 개발을 할 PAV 사이징 프로그램은 대부분의 민간항공기에서 사용하는 항공유(AVGAS) 내연기관 뿐만 아니라, 디젤엔진, 가솔린엔진, 소형터빈 엔진 등의 내연기관도 사이징이 가능하도록 설계되며, 또 미래에 쓰일 가능성이 높은 전기모터, 전기와 내연기관의 하이브리드 시스템도 설계가 가능하도록 개발됨

표 29 GA급 항공기 추력 성능표

					
Light transport aircraft	Extra EA-400	PA-46-310 P Malibu	Cessna 172R	Cessna 206	SOCATA TBM
Take off weight	1,999kg (3,153 lb)	1,860kg (4,100 lb)	1,111kg (2,450lb)	1,632kg (3,600 lb)	3,353kg (4,629 lb)
Engine	1 × Continental TSIOL-550-C Voyager	1 × Continental TSIO-520-BE	1 × Lycoming IO-360-L2A	1 × Lycoming IO-540-AC1A	1 × Pratt & Whitney Canada PT6A-66D turboprop
Horse power	350 hp	310 hp	160 hp	300 hp	850 hp
Power Loading (W/hp)	5.711	6	6.94	5.44	3.94

표 30 Transition/Aeromobil 3.0 추력 성능표

		
PAV	Transition	Aeromobil 3.0
Take off weight	650kg (1,430 lb)	650kg (1,430 lb)
Engine	1 × Rotax 912ULS	1 × Rotax 912
Horse power	95 hp	100 hp
Power Loading (W/hp)	6.84	6.5

- 아래 표는 GA급 항공기에 사용되는 엔진 데이터를 정리함

표 31 GA급 전통적 왕복운동 엔진 데이터

모델명	제조사	실린더 수	최대 동력	지속 동력		Weight Dry
			HP@RPM	HP@RPM	HP	lb
912 ULS DCDI	Rotax	4	100 @ 5800	95 @ 5500	95	140
O-200-A	Teledyne Continental	4	100 @ 2700	100 @ 2700	100	188
914 UL DCDI	Rotax	4	115 @ 5800	100 @ 5500	100	166
O-235-L2A	Lycoming	4	118 @ 2800	119 @ 2800	118	222
O-300-D	Teledyne Continental	6	145 @ 2700	145 @ 2700	145	270
O-320-H2AD	Lycoming	4	160 @ 2700	160 @ 2700	160	253
IO-320-B1A	Lycoming	4	161 @ 2700	161 @ 2700	160	259
O-360-A3A	Lycoming	4	180 @ 2700	180 @ 2700	180	259
IO-360-A1A	Lycoming	4	200 @ 2700	200 @ 2700	200	293
IO-360-G	Teledyne Continental	6	210 @ 2800	210 @ 2800	210	327
O-540-J1ASD	Lycoming	6	235 @ 2400	235 @ 2400	235	387
IO-540-A1A5	Lycoming	6	250 @ 2425	250 @ 2425	250	448
O-540-E4C5	Lycoming	6	260 @ 2700	260 @ 2700	260	370
IO-470-L	Teledyne Continental	6	260 @ 2625	260 @ 2625	260	473
IO-540-K1B5	Lycoming	6	300 @ 2700	300 @ 2700	300	443
IO-520-L	Teledyne Continental	6	300 @ 2850	285 @ 2700	285	431
IO-720 A	Lycoming	8	400 @ 2650	400 @ 2650	400	566
TIO-360-C1AC6D	Lycoming	4	210 @ 2575	210 @ 2575	210	348
TSIO-360-C	Teledyne Continental	6	225 @ 2800	225 @ 2800	225	300
TSIO-520-R	Teledyne Continental	6	310 @ 2700	285 @ 2600	310	435
TIO-540-J2BD	Lycoming	6	350 @ 2575	350 @ 2575	350	518
TIO-541-E1C4	Lycoming	6	380 @ 2900	380 @ 2900	380	586

표 32 GA급 가스터빈 엔진 데이터

모델명	제조사	동력		설치 중량	SFC
		HP	kW	lb	lb/HP/hr*
RR300	Rolls Royce 2008	240	176	201	0.675
RR500 TP	Rolls Royce 2014	380	279	225	0.550
Arrius 1A	Turbomeca	397	292	251	0.555
Arrius 2F	Turbomeca 1996	450	331	227	0.555
M250-B17	Rolls Royce	450	331	215	0.613
PT6A-6	Pratt & Whitney	578	425	270	0.670
Arriel 1B	Turbomeca	591	434	252	0.595
LTS-101-600A	Honeywell	625	459	265	0.570
HTS900	Honeywell	891	655	315	0.526
Arriel 1S1	Turbomeca 1988	725	533	267	0.567

표 33 GA급 디젤 엔진 데이터

모델명	제조사	실린더 수	최대 동력	지속 동력		Weight Dry
			HP@RPM	HP@RPM	HP	lb
SR305-230E	SMA (Snecma)	4	227 @ 2200	227 @ 2200	227	455
Centurion 2.0	Centurion (Continental)	4	135 @ 3890	135 @ 3890	135	295

- 추진해석에서는 PAV가 최소로 요구되는 동력을 산출해야 하며 푸셔 타입의 PAV인 경우는 프로펠러 블레이드 개수에 따라 효율이 달라지기 때문에 프로펠러 개수에 따른 효율도 구해야 함
- 최소로 요구되는 동력을 산출하기 위해서는 PAV가 이륙, 순항, 상승, 선회에 따라 어느 정도의 동력이 요구되는지를 우선 산출 후에 구할 수 있으며 각 단계별 임무를 수행 시 비행 속도 또한 영향을 미침

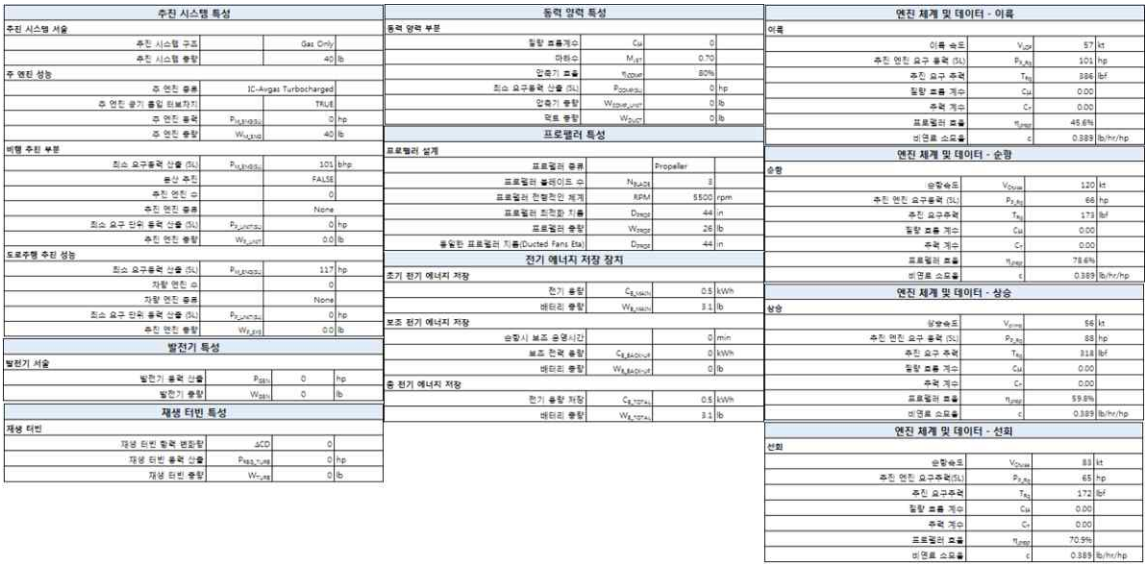


그림 153. 추진해석 시트

○ 추진 관련 타 연구자의 연구내용

- 2009 Electric Aircraft Symposium에서NASA의 Michael Dudley는 PAV 전기추진에 관련하여 발표함. 그의 발표내용을 살펴보면, PAV의 파워시스템은 크게 두 분류로 나눌 수 있음. 하나는 연료와 탱크, 압력용기, 배터리 등을 포함하는 에너지 저장 파트임. 연료나 배터리, 연료 탱크 등에 따라서 에너지 밀도가 달라지기 때문에 총 필요한 에너지 저장량이 달라짐. 또 다른 하나는 에너지 변환 파트로 연료전지, 내연기관, 전기모터 등에 따라서 각각의 출력밀도와 효율이 달라짐[23]
- 현재 개발되었거나 개발 중인 PAV에 대한 제원을 가지고 CTOL & 도로주행형(Roadable)과 VTOL로 나누어서 무게(MTOW, Maximum Take Off Weight)에 따른 마력(HP)을 아래 그림과 같이 분류하였음. 수직이착륙으로 운용되는 VTOL에서는 고사양의 추진시스템을 사용하고 있고, CTOL과 도로주행형은 비교적 저사양의 추진시스템을 사용하고 있음

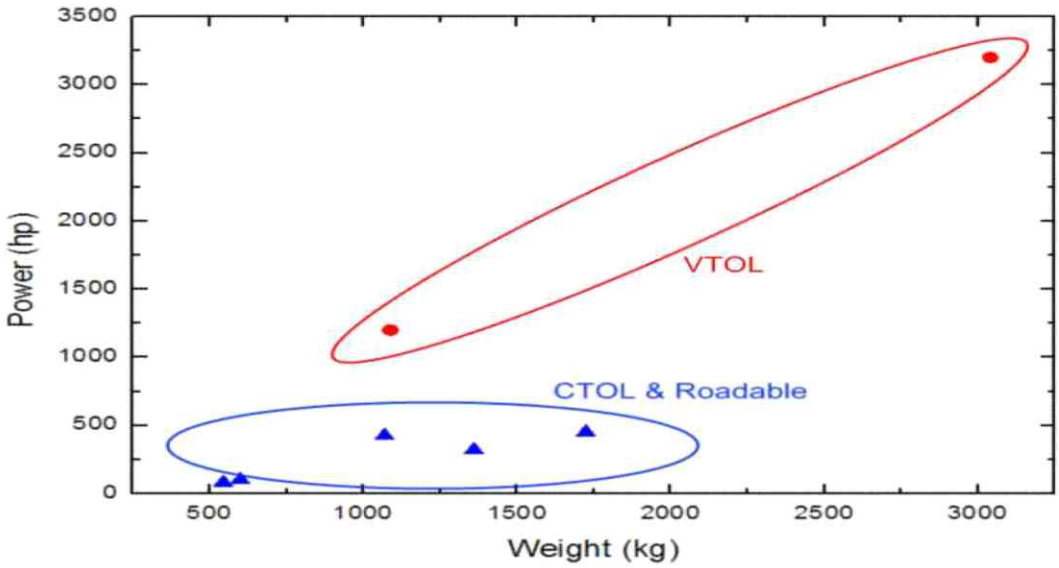


그림 154. CTOL과 도로주행형, VTOL의 동력대중량 비교[23]

- VTOL의 경우 kg당 마력수가 평균 1.08이고 CTOL과 도로주행형(Roadable)의 경우 평균 0.242의 수치가 나옴. 이는 Vehicle의 무게를 1,000 kg으로 가정하였을 때, VTOL은 1,080 HP(806 kW), CTOL과 도로주행형은 242 HP(180 kW)의 Power를 가진 추진시스템을 사용하면 만족할 수 있음. 아래 그림은 PAV Type의 무게에 따른 요구출력을 나타냄. 따라서 분석된 자료를 토대로 PAV Vehicle을 1,000 kg의 무게를 가진 도로주행형 PAV라고 가정을 하고 파워시스템에 대해서 분석함

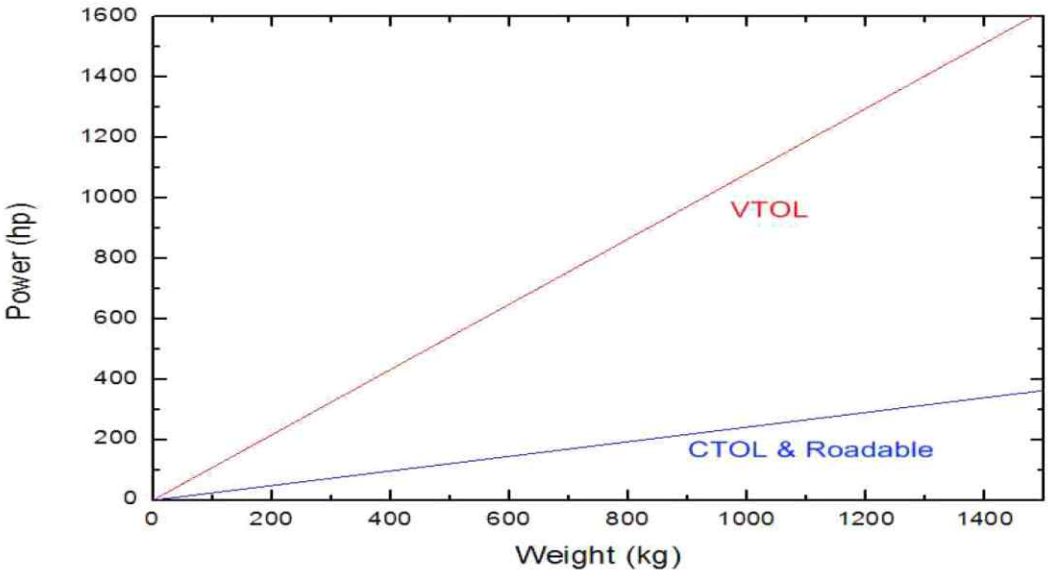


그림 155. PAV 형태에 따른 동력 요구조건[23]

- 각 비행체에 따른 동력대중량(Power/Weight)을 아래 그림에 표시함. 즉 수직이착륙(VTOL)에 비해 도로주행형 항공기의 추진시스템 무게가 매우 작음을 알 수 있음[23]

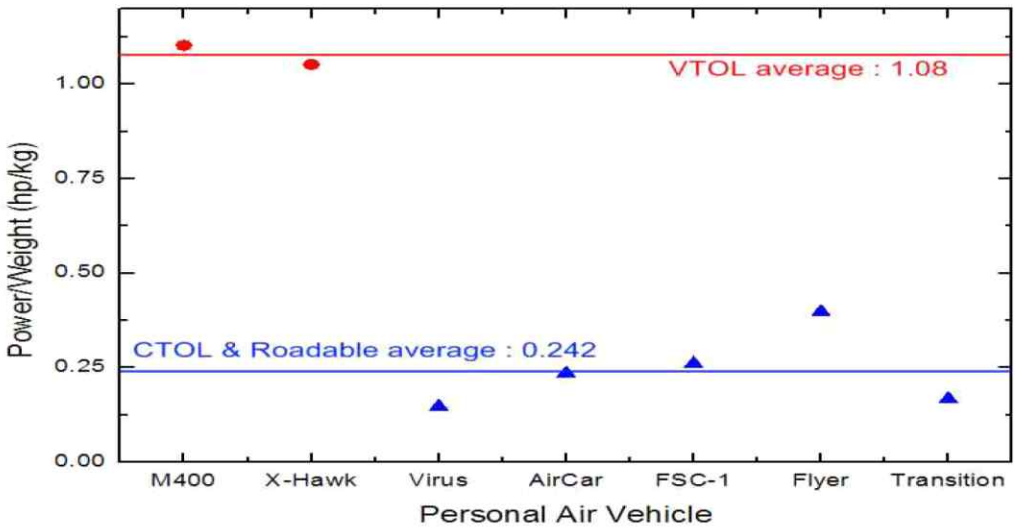


그림 156. PAV 동력대중량[23]

- 연료전지 추진시스템을 사용하는 PAV
  - 연료전지 구동 추진시스템을 사용하는 모든 전기 개인용 항공기는 엔진 동력 및 세부계통 질량, 연료 저장량 및 무게, 항송거리를 핵심 매개 변수로 선택[24]
  - 그 다음 엔진, 연료 탱크 및 관련 부속장치를 연료전지 세부계통으로 교체

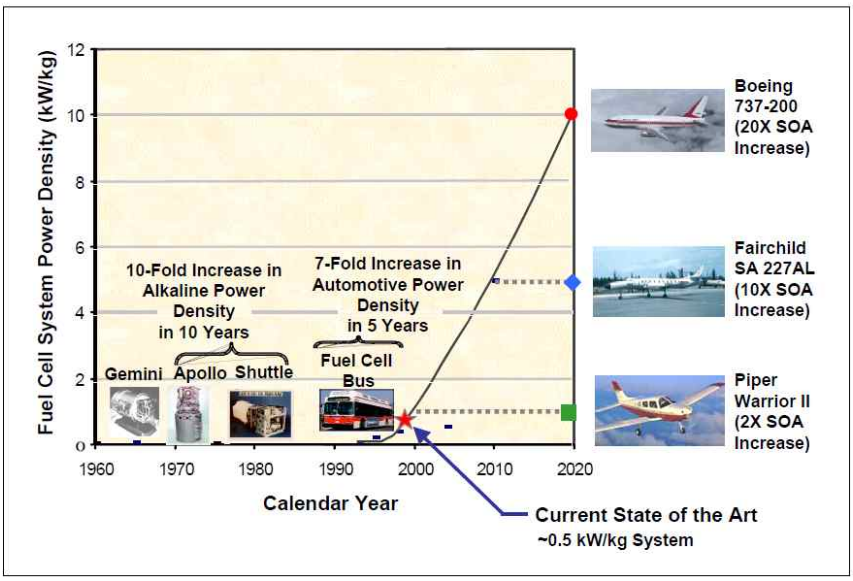


그림 157. 전기추진을 가능하게 하는 연료전지 기술[24]

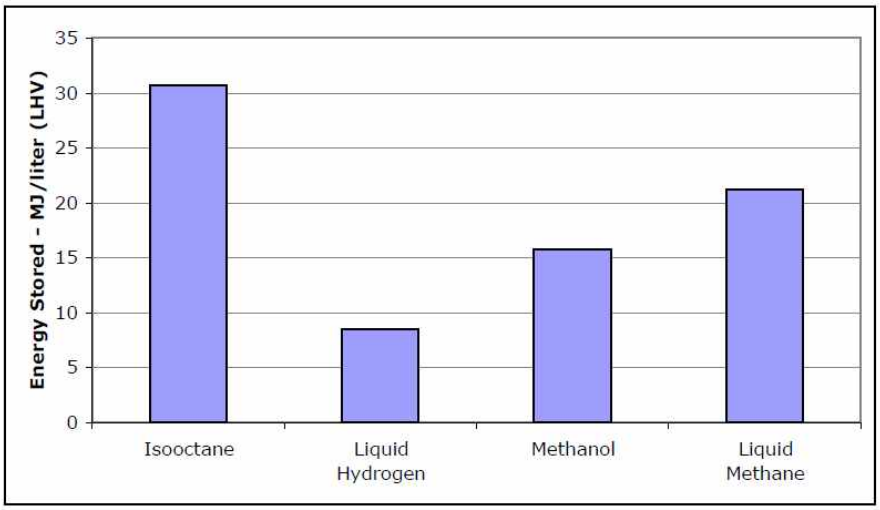


그림 158. 고분자 전해질 연료전지(Proton Exchange Membrane Fuel Cell)[24]

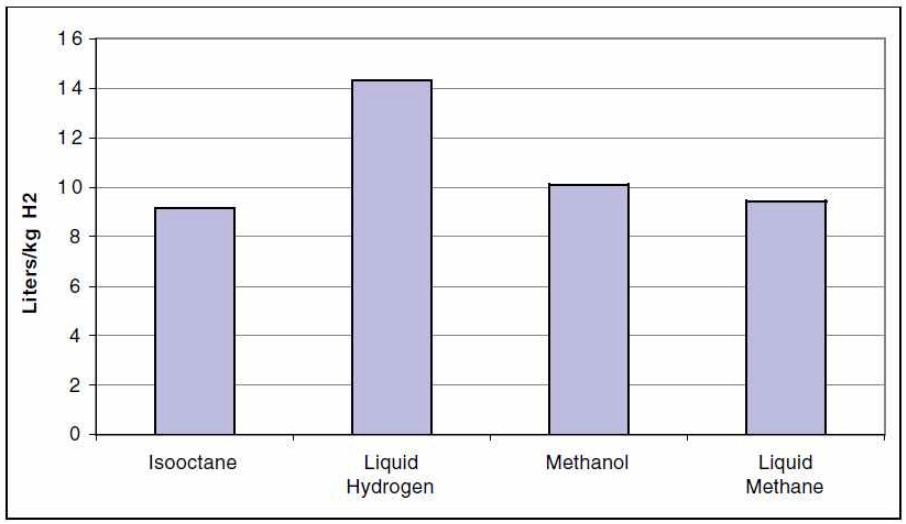


그림 159. 1kg의 수소를 저장하기 위한 부피[24]

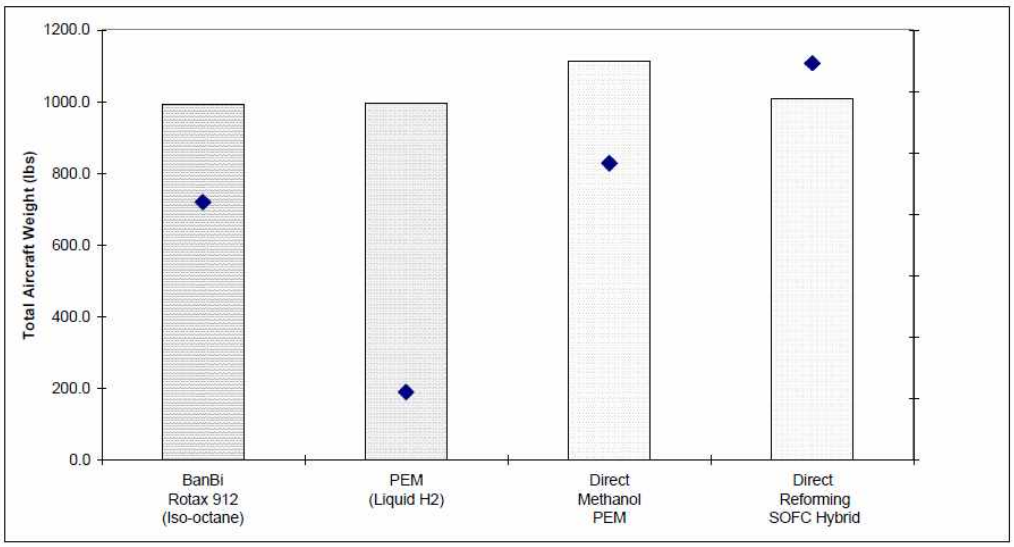


그림 160. 여러 추진시스템 형태에 대한 총 항공기 무게[24]

○ PAV 추진기관의 종류

- 왕복 엔진
  - 왕복엔진은 자동차에서 사용되고 있는 피스톤의 왕복 운동을 회전운동으로 변환시켜주는 추진기관임. 효율이나 가격의 측면에서 우수하다는 장점을 지니고 있어 큰 출력을 필요로 하지 않는 소형항공기에 많이 쓰임. 이러한 점에서 왕복엔진과 PAV의 조합은 현재로서 매우 적합하다고 생각할 수 있음. 지상과 항공 두 가지로 운용할 수 있는 형태의 이중모드 PAV는 날개달린 자동차라고 볼 수 있으며, 이미 자동차에 널리 사용되고 있는 왕복엔진을 사용할 수 있다는 점에서 다른 형태의 추진기관을 적용하는 것보다 개발이 쉬울 것으로 판단됨
  - 미국 MIT 출신 5명이 공동으로 설립한 Terrafugia사의 Transition과 같이 왕복엔진을 사용할 경우 일반 휘발유나 디젤과 같은 시장성이 높은 종류의 연료를 사용할 수 있으며, PAV 제작 시 고려해야 할 사항 중 하나인 경제성 부분에서 이점을 가지고 있음. 일반적으로 CTOL(Conventional Take Off and Landing) 혹은 이중모드에 많이 적용되고 있으며 미국의 Rotax, Lycoming과 Continental 등에서 개발된 엔진들이 PAV나 소형 항공기에 많이 쓰이고 있음[23]
- 가스터빈 엔진
  - 가스터빈엔진은 추진방식에 따라서 터보제트(Turbo-jet), 터보프롭(Turbo-prop), 터보샤프트(Turbo-shaft), 터보팬(Turbo-fan) 엔진으로 분류할 수 있음. 항공기에 처음 적용된 방식은 터보제트엔진으로 음속을 돌파하는 고속비행을 실현했으나, 더욱 향상된 성능과 효율을 발휘할 수 있는 터보프롭 및 터보팬엔진이 개발되면서 현재 대부분의 항공기에 적용되고 있음. 이 중 터보샤프트 엔진은 왕복엔진에 비해 비추력이 크고 운용범위가 넓어 헬리콥터 엔진으로 널리 사용되며, VTOL PAV에도 쓰이고 있는 엔진임. 실제로 Urban Aeronautics사에서 개발하고 있는 X-Hawk와 Roadable Aircraft사에서 개발하고 있는 Flyer에서 각각 1,600 HP과 425HP의 터보샤프트 엔진을 적용하여 개발 중에 있음[23]
- 덕트 팬
  - 덕트 팬은 덕트 내부에 팬을 위치시킴으로서 팬의 가장자리인 팁에서의 실속 발생을 방지하고 공기의 유동 방향을 제어할 수 있도록 만들어짐. 덕트 팬을 이용한 항공기는 초기 개발 당시부터 수직이착륙에 중점을 두어 개발됨. 덕트 팬의 추력은 프로펠러나 로터 시스템과 같이 많은 양의 공기의 유동속도를 약간 증가시키면서 효율적으로 추력을 발생시킬 수 있으며 팁 가장자리의 실속을 방지하고 유동의 방향을 일정하게 만들 수 있다는 장점을 가짐. 하지만 다른 회전익과 마찬가지로 고속 비행 시 덕트 팬의 구조상 덕트와 팬에서의 마찰이 커지고 유입되는 공기의 속도에 비해 증가하는 유속의 비율이 낮아지므로 추진 효율이 떨어지는 단점을 가짐. 이러한 이유로 거대화, 고속화 되는 현재의 항공기에는 사용이 어려웠으며 Hovercraft와 같은 특수한 경우에만 사용되었다. 하지만 VTOL PAV의 경우 작고 가볍게, 또한 고속 비행보다는 효율성이 높아야 하고 특히 이륙거리가 짧을수록 사용이 용이하다는 점에서 수직이착륙이 가능한 덕트 팬은 많은 이점을 가짐[23]
- 전기 추진

- 전기 추진(Electric Propulsion)은 연료전지와 배터리의 전력으로 전기 모터를 구동하여 추진력을 얻는 방식으로 요즘 주된 관심사인 공해 문제를 해결할 수 있는 친환경적인 전기 항공기가 PAV로 유력함. 미국의 NASA에서도 친환경적인 전기 추진식 항공기 개발에 관심을 기울이고 있으며, 특히 전기 추진개념을 적용한 개인용 소형항공기 개발대회를 통해서 높은 효율로 작동하고 탑승이 편안한 전기추진 방식의 “Green Plane” 개발을 목표로 적극적인 지원을 하고 있음
- 2007년부터 시작한 Electric Aircraft Symposium에서는 NASA 및 여러 기업이 참가하여 미래 전기추진 항공기에 대한 비전과 기술적 해결방안이 논의되고 있음. 대표적으로 Boeing사는 수소연료전지와 리튬-이온 배터리를 조합한 연료전지를 사용하여 2008년 4월 3일 시험비행에 성공함. 이 항공기는 길이 6.5m, 날개 너비 16.3m, 무게 800kg으로 조종사와 승객 각 1명을 태울 수 있으며, 최대 비행시간 45분까지 비행할 수 있음. 이륙 시에만 배터리 전력이 사용되고, 수소연료 전지를 주동력원으로 쓰기 때문에 휘발유를 사용했을 때 발생하는 이산화탄소 배출에 따른 환경오염 걱정이 전혀 없으며, 기내 소음도 기존 항공기에 비해 크게 줄어들어 미래의 친환경적인 추진시스템으로 적용이 가능할 것으로 예측됨[23]



그림 161. 보잉사 수소연료전지 항공기[23]

- 미국의 Electric Aircraft Corporation에서는 ElectraFlyer라는 모델을 개발함. 5.6 KWh의 리튬이온폴리머 배터리 2개를 사용하고 있으며, 예상수명은 1000회로 최대 중량은 약 35 kg, 기내의 스페이스에 맞춰 제작이 가능함. 전지는 모터에 전기를 공급해 미 PowerFin사가 제작한 지름 약 1.1 m의 프로펠러를 구동, 순항속도는 약 110km/h, 최고속도는 약 140 km/h이며, 한번 충전으로 90~120 분간 비행이 가능[23]



그림 162. 전기 항공기 회사 "ElectraFlyer"[23]

- 직렬 하이브리드 시스템(자동차의 경우)
  - 직렬 하이브리드 시스템에서 연소 엔진은 바퀴를 직접 구동하지 않고 발전기 (일반적으로 3 상 교류 발전기 + 정류기)를 구동
  - 전기 모터는 바퀴에 동력을 공급하는 유일한 수단임
  - 발전기는 배터리를 충전하고 비행체를 추진하는 전기 모터에 전원을 공급
  - 많은 양의 전력이 필요할 때, 모터는 배터리와 발전기 모두로부터 전기를 끌어옴
  - 직렬 하이브리드 구성은 이미 오래 전부터 존재 : 디젤 전기 기관차, 유압식 지상 이동 기계, 디젤 전력 그룹 등

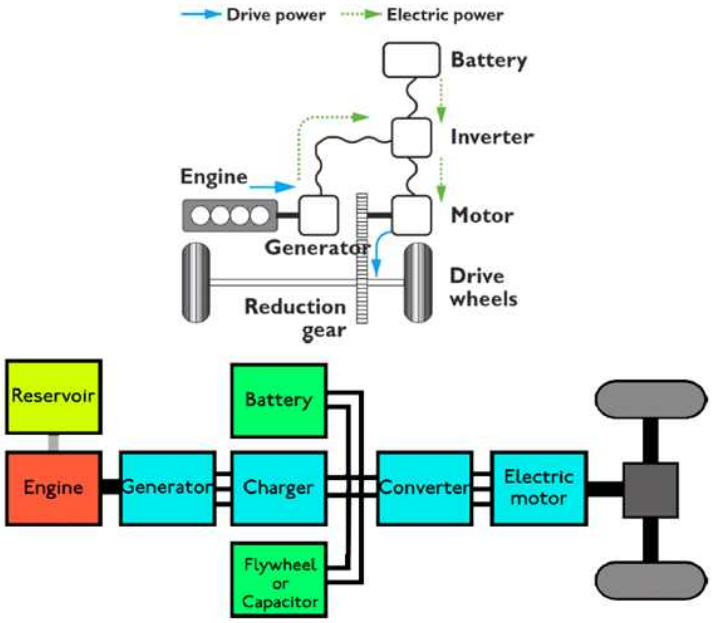


그림 163. 직렬 하이브리드 차량 구조
(출처: http://www.ae.pwr.wroc.pl/filez/20110606094057_HEV.pdf)

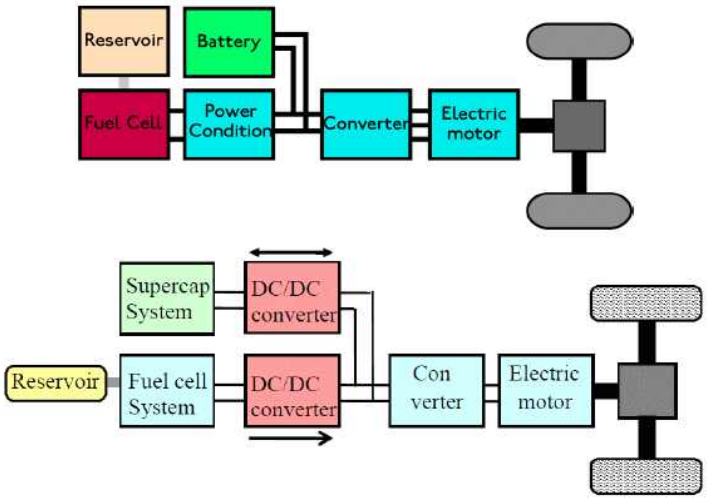


그림 164. 연료전지 하이브리드 전기 차량 구조

(출처: http://www.ae.pwr.wroc.pl/filez/20110606094057_HEV.pdf)

- 직렬 하이브리드 장점(자동차의 경우)
  - ✓ 연소 엔진과 구동축 사이에는 기계적인 연결은 없음. 엔진-발전기 그룹은 어디에나 위치할 수 있음
  - ✓ 기존의 기계식 변속기 요소(기어박스, 전동 축)가 없음. 별도의 전기 휠 모터를 쉽게 구현할 수 있음
  - ✓ 내연 기관은 속도를 변경하는 경우에도 좁은 RPM범위(가장 효율적인 범위)에서 작동할 수 있음. 직렬 하이브리드는 도심을 오가는 동안 상대적으로 가장 효율적임
- 직렬 하이브리드 단점
  - ✓ 파워트레인의 총 중량, 비용 및 크기가 과도할 수 있음
  - ✓ 전력은 발전기와 모터를 통해 공급되어야 함. 장거리 고속도로 주행 시 몇 가지 에너지 변환으로 인해 총 효율이 일반적인 변속기에 비해 떨어짐

- 항공기용 직렬 하이브리드 시스템
  - 항공기용 직렬 하이브리드 구조는 배터리로 구동되는 전동추진 항공기(멀티콥터 등)의 비행시간 연장을 위해 배터리 팩의 용량을 축소하고 순항 및 상승비행에 필요한 출력의 내연기관엔진과 발전기를 탑재함

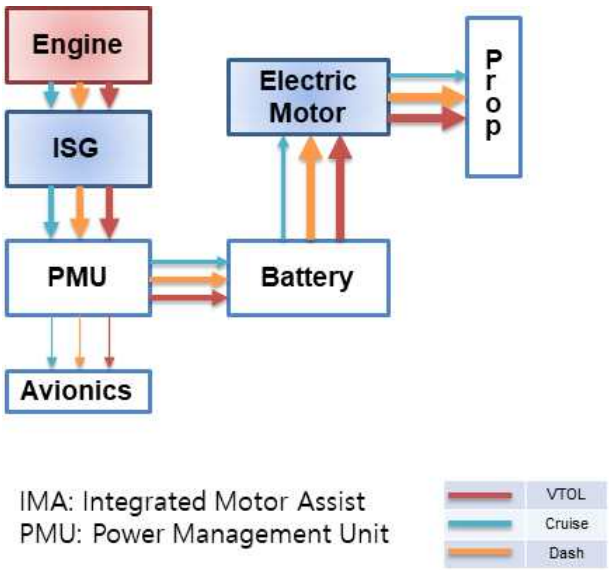


그림 165. 항공기용 직렬 하이브리드 시스템의 구성도 (출처: 한국카본)



그림 166. 항공기용 직렬 하이브리드 시스템 시제품 (출처: 한국카본)

- 병렬 하이브리드 시스템(자동차의 경우)
  - 발전기와 모터를 하나의 장치로 결합하여 연소 엔진과 변속기 사이에 위치하여 기존의 시동 모터와 발전기를 대체(아래 그림 참조)
  - 배터리는 회생 제동 중과 정속 주행 중에 재충전할 수 있음(내연 기관 동력이 추진에 필요한 동력보다 클 경우)
  - 휠과 모터 사이에는 고정된 기계적 링크(클러치 없음)가 있으므로, 차량이 움직이지 않을 때는 배터리를 충전할 수 없음

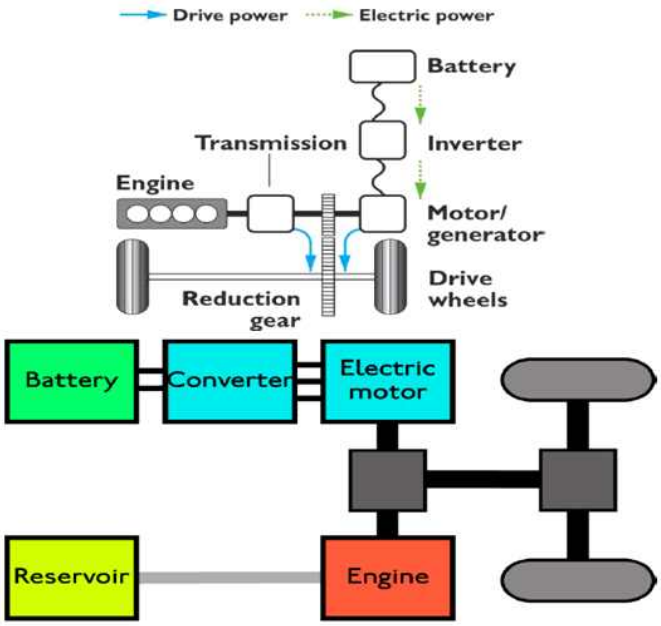
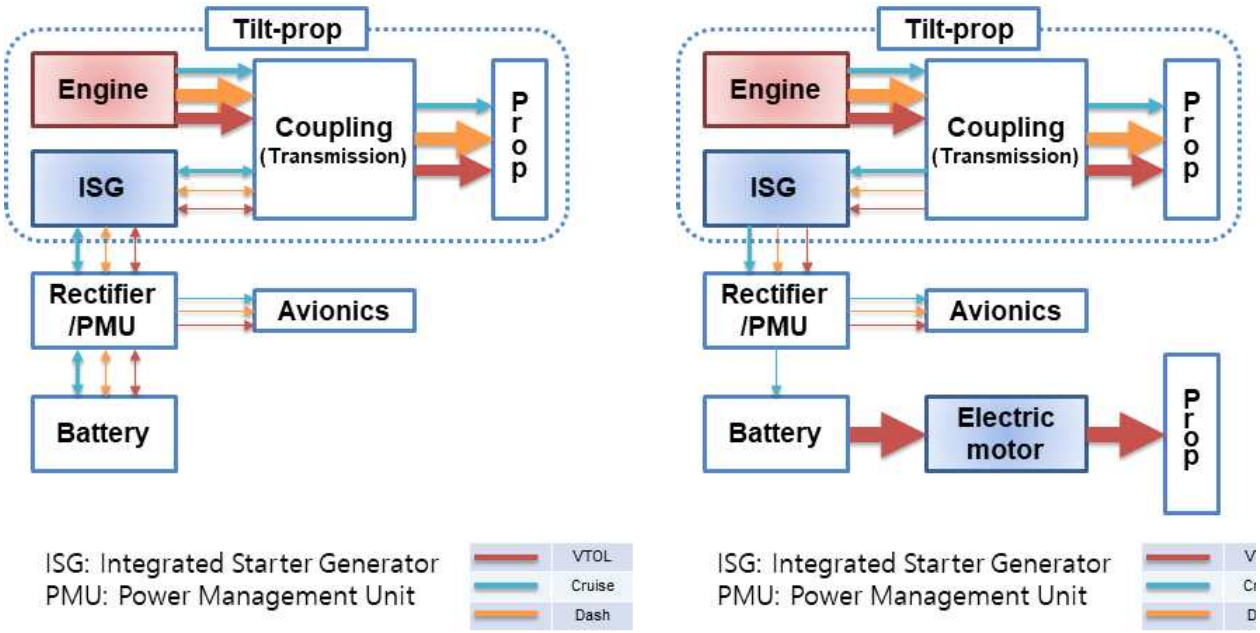


그림 167. 병렬 하이브리드 차량 구조

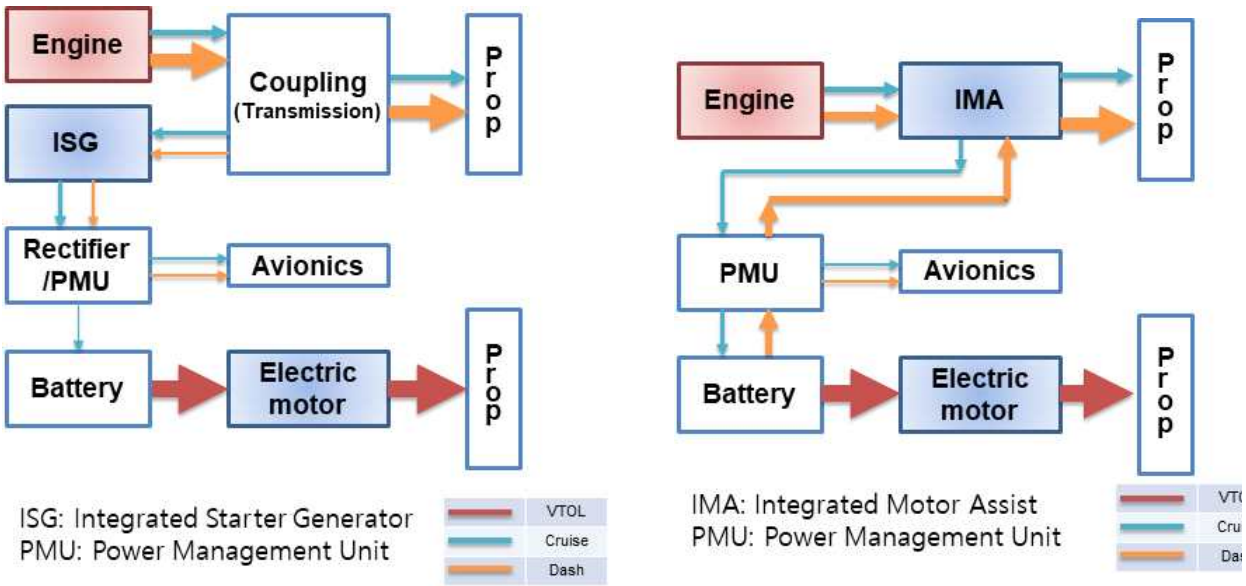
(출처 : http://www.ae.pwr.wroc.pl/filez/20110606094057_HEV.pdf)

- 항공기용 병렬 하이브리드 시스템
  - 항공기용 병렬 하이브리드 시스템은 구조와 비행체의 형태에 따라 Tilting형, 복합형, 분리형, 분리-복합형 등으로 구분됨
  - Tiling형 병렬 하이브리드 시스템은 내연기관엔진을 Tilting하여 수직이착륙 및 순항비행 시 모두 사용하는 비행체에 적용 가능하여 내연기관엔진에 탑재된 소형 발전기로 구동과 발전을 제어하면서 출력을 정밀 제어함
  - 복합형 병렬 하이브리드 시스템은 Tilting형 하이브리드 시스템에 수직이착륙 전용 전동추진시스템을 추가하여 수직이착륙 시 비행안정성을 향상시킴
  - 분리형 병렬 하이브리드 시스템은 수직이착륙과 순항비행을 위한 추진진장치가 분리된 SLT(Separated Lift Thrust)형 비행체에 적용가능하며 수직이착륙 전용 전동추진시스템과 순항비행 전용 내연기관엔진으로 구성되고 내연기관엔진에 탑재된 소형 발전기로 항전장비 소모전력과 배터리 충전전력을 공급함
  - 분리-복합형 병렬 하이브리드 시스템은 Tilting 및 SLT 형태의 비행체에 모두 적용가능하며, 내연기관엔진의 동력을 보조하는 IMA(Integrated Motor Assist)를 이용함으로 내연기관엔진의 크기를 최소화시켜 시스템 중량을 최적화시키기에 유리함
  - 분리-복합형 병렬 하이브리드 시스템을 구현하기 위해서는 IMA를 제어하기 위한 PMU(Power Management Unit)의 개발이 필수이며, 한국카본 무인기사업본부는 4kW급 PMU 시제품개발을 완료하였으며 추후 비행체의 추진장치 설계요구도에 따라 출력을 조정한 시제품 개발이 가능함



a. Tilting형

b. 복합형



c. 분리형

d. 분리-복합형

그림 168. 항공기용 병렬 하이브리드 시스템의 구성도 (출처: 한국카본)



그림 169. 한국카본이 이스라엘 IAI社와 공동개발한
분리형 병렬 하이브리드 VTOL 무인기“FE-Panther”(출처: 한국카본)

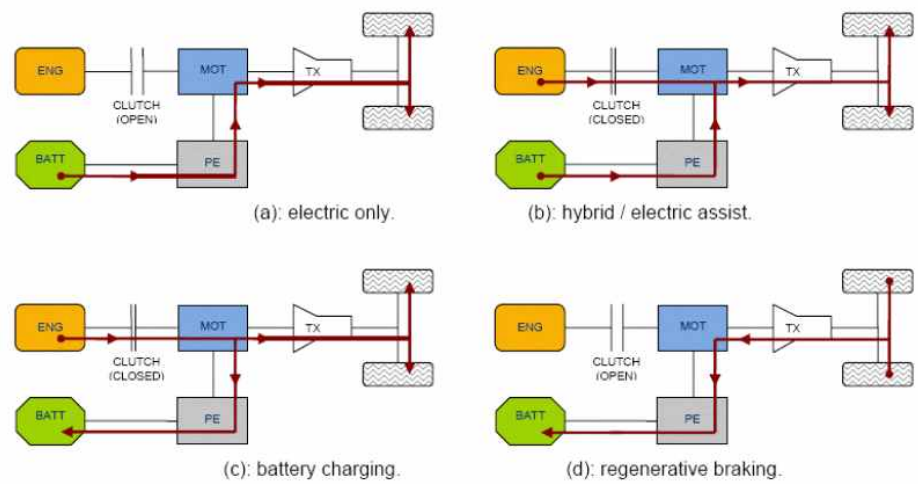


그림 170. 병렬 하이브리드 작동 방식
(출처 : http://www.ae.pwr.wroc.pl/filez/20110606094057_HEV.pdf)

(a) 전기 동력만 사용: 일반적으로 40km/h의 속도까지, 전기 모터는 내연기관에 의해 재충전되지 않은 배터리의 에너지로만 작동됨

(b) 내연기관만 사용: 40km/h이상의 속도에서는 열 엔진만 작동됨. 이는 도로에서의 정상적인 주행 방법임

(b) 내연기관 + 전기 동력: 더 많은 에너지가 필요할 경우(가속 또는 고속), 전기 모터가 열 엔진과 병렬로 작동하여 더 큰 출력을 얻음

(c) 내연기관 + 배터리 충전: 적은 전력이 필요할 경우 배터리 충전

(d) 회생 제동: 제동 또는 감속 중, 전기 모터는 움직이는 차량의 운동 에너지로 발전기 역할을 함

- 병렬 하이브리드 장점
  - ✓ 정속 주행 및 장거리 고속도로 주행 시 총 효율이 더 높음
  - ✓ 전기 및 내연기관 동력 사이를 전환할 수 있는 큰 유연성
  - ✓ 직렬 하이브리드와 비교하여, 전기 모터는 주행을 돕기 때문에 내연기관보다 작게 설계될 수 있음. 전기 모터/발전기는 하나만 필요함
- 병렬 하이브리드 단점

✓ 직렬 하이브리드 시스템보다 복잡한 시스템
✓ 내연기관은 좁고 일정한 RPM 범위에서 작동하지 않으므로 낮은 회전 속도에서 효율이 떨어짐
✓ 내연기관이 바퀴에서 분리되지 않기 때문에 배터리는 정지 상태에서 충전할 수 없음

- 하이브리드 엔진에서 내연기관으로 사용될 수 있는 일반 소형 항공기(GA: General Aviation)에 사용될 수 있는 가솔린 엔진, 디젤 엔진, 전기 엔진을 아래 표들에 나타냄

표 34. Gasoline Engine Data

Gasoline Engine		
Model	HP@RPM	Weight(lb)
912 ULS DCDI	100 @ 5800	140
912 IS/ISC SPORT	100@5800	140
O-200-A,B	100@2750	224
914 UL / F	115@5800	140
914 UL DCDI	115 @ 5800	166
O-235-L2A	118 @ 2800	222
IO-240-A,b	125@2800	246
O-320-H2AD	160 @ 2700	253
IO-320-B1A	161 @ 2700	259
O-360-A3A	180 @ 2700	259
IO-360-AF	195@2800	305
TSIO-360-FB	200@2575	359
IO-360-A1A	200 @ 2700	293
IO-360-CB	210@2800	327
TSIO-360-SB	220@2600	354
TSIO-360-CB	225@2800	317
O-540-J1ASD	235 @ 2400	387
IO-540-A1A5	250 @ 2425	448
L/TSIO-520-AE	250@2400	380
O-540-E4C5	260 @ 2700	370
IO-520-BB	285@2700	423
TSIO-520-EB	300@2700	448
IO-540-K1B5	300 @ 2700	443
TSIO-520-JB, LB, T	310@2700	456
GTSIO-520-L	375@3350	485
IO-720 A	400 @ 2650	566
TIO-360-C1AC6D	210 @ 2575	348
TIO-540-J2BD	350 @ 2575	518
TIO-541-E1C4	380 @ 2900	586

표 35. Diesel Engine Data

Diesel Engine		
Model	HP@RPM	Weight(lb)
SR305-230E	227@2200	455
AE300-E4	168@2300	410
Centurion 2.0	135@3890	295
AE330	180@2300	410
CD155	155@2300	295
CD200	230@2200	450
SR460	400@2200	595

표 36. Electric Engine Data

Electric Engine		
Model	HP@kW	Weight(lb)
Yuneec Power Drive 10	13@10	455
Yuneec Power Drive 20	27@20	410
Yuneec Power Drive 40	54@40	295
Yuneec Power Drive 60	80@80	410

○ 조종성 및 안정성 해석

- 예비 조종성 및 안정성 해석은 PAV가 다른 시나리오에서도 트림(trim)을 잡을 수 있도록 보장함. 이는 사이징 과정에서 세부계통들의 무게를 계산하고 PAV의 도면에 세부계통들을 배치함으로써 가능해짐
- 이때 여러 가지 유효하중(useful load)이 유상하중(payload)과 연료하중의 조합에 대해 계산되고 이것을 사용하여 두 가지의 극한 하중 시나리오를 계산하여(무게중심에서 가장 뒤쪽 위치, 무게중심에서 가장 앞쪽 위치) 중량 및 평형(Weight & Balance) 해석을 수행함
- 위의 두 시나리오에 대한 항공기의 트림 능력을 실속속도와 최대 순항속도에 대해 계산함

1-4-① 사이징된 여러개의 설계 비교분석

○ Aeromobil 3.0과 Transition 형상과 유사한 형태의 개념 선택

- 도로주행형 PAV를 사이징하기 위해 처음부터 새로운 형상을 개발하기에는 어려움이 있어 도로주행형 PAV의 대표적인 모델인 Aeromobil 3.0과 Transition형상에 대해 사이징 프로그램을 사용 설계 비교분석 수행
- 앞선 Aeromobil 3.0과 Transition형상 설계를 수행할 때와 같이 정확한 임무시나리오 및 항공기 성능에 대한 자료를 구할 수 없어 인터넷 검색을 통해 얻은 Aeromobil 3.0과 Transition에 대한 자료를 사용 임무형상을 가정하여 개발된 PAV사이징 프로그램을 사용 사이징 수행

- PAV사이징 프로그램에 사용되는 형상은 Aeromobil 3.0과 Transition를 역설계한 자료를 이용하여 진행하였으며, 기존의 알고 있는 Aeromobil 3.0과 Transition의 성능과 비교하여 정확히 알 수 없었던 성능에 대한 자료를 도출
- 다음 표에 Aeromobil 3.0과 Transition형상에 대하여 공개되어 있는 데이터와 역설계를 통해 얻은 데이터를 정리함

표 37 Transition과 Aeromobil 3.0 데이터

	Transition		Aeromobil 3.0	
	SI Unit	US unit	SI Unit	US unit
날개 길이	8.08 m	26.5 ft	8.32 m	27.3 ft
날개 면적	14.86 m²	160 ft²	9.25 m²	99.6 ft²
추력	75 kW	100 hp	75 kW	100 hp
공허 중량	-	-	600 kg	1323 lb
유효 중량	225 kg	500 lb	-	-
총 중량	650 kg	1430lb	-	-
비연료 소모율	0.284 kg/kW/hr	0.47 lb/hp/hr	0.284 kg/kW/hr	0.47 lb/hp/hr

- 다음 표에서는 항공기 종류에 따른 추력대중량비와 익면하중을 정리함

표 38 항공기 종류에 따른 추력대중량비[20]

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 39 항공기 종류에 따른 익면하중[21]

Historical trends	Typical takeoff W/S(lb/ft²)
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

- Aeromobil 3.0과 Transition의 임무형상에 대하여 확보한 데이터와 임의의 가정을 통해 다음 표와 같이 임무형상을 가정 후 사이징을 실행

표 40 Transition과 Aeromobil 3.0 임무형상

	Transition	Aeromobil 3.0

주행 속도	60	mph	60	mph
거리	300	miles	300	miles
거리	300	nm	300	nm
최대 속도	100	kt	108	kt
순항 속도	85	kt	87	kt
순항 고도	8000	ft	8000	ft
우회 거리	50	nm	50	nm
승객	0	pax	0	pax
수하물	50	lb	50	lb
이륙 거리	1000	ft	1000	ft
이륙 고도	0	ft	0	ft
상승률	1000	fpm	1000	fpm
상승 시작 고도	0	ft	0	ft
실속 속도	45	kt	45	kt
최대 상승 고도	10,000	ft	10,000	ft
선회 속도	80	kt	80	kt
선회 하중 계수	1	g	1	g

○ 개발된 사이징 프로그램을 사용한 구속조건 변경에 따른 사이징 결과

- Transition 사이징
  - 30~45kt의 실속속도를 5kt 간격으로 변경하면서 사이징 수행
  - 실속속도 증가에 따라 날개 길이 및 날개 면적이 줄어들고 익면하중이 늘어나는 것을 알 수 있음

표 41 실속속도에 따른 날개길이/면적, 추력대중량비, 익면하중 수치

실속속도 : 30kt		
	SI Unit	US unit
날개 길이	19.51 m	64 ft
날개 면적	85. 38 m²	919 ft²
추력대중량비	0.33	
익면하중	30.76 kg/m²	6.3 lb/ft²

실속속도 : 35kt		
	SI Unit	US unit
날개 길이	11.89 m	39 ft
날개 면적	30.94 m²	333 ft²
추력대중량비	0.30	
익면하중	34.67 kg/m²	7.1 lb/ft²

실속속도 : 40kt		
	SI Unit	US unit
날개 길이	8.53 m	28 ft
날개 면적	16.72 m²	180 ft²
추력대중량비	0.30	
익면하중	48.83 kg/m²	10 lb/ft²

실속속도 : 45kt		
	SI Unit	US unit
날개 길이	7.62 m	25 ft
날개 면적	13.00 m²	140 ft²
추력대중량비	0.30	
익면하중	58.59 kg/m²	12 lb/ft²

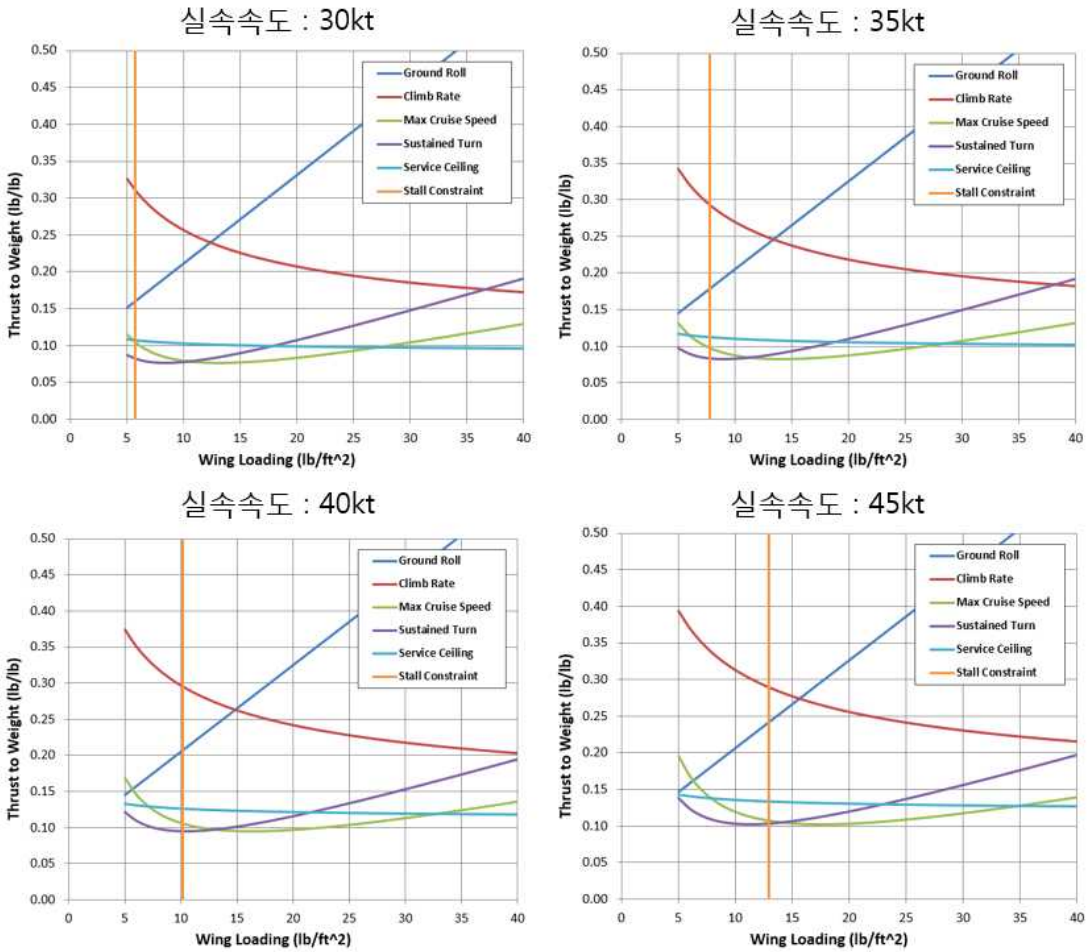


그림 171. 실속속도 변경에 따른 익면하중 대 추력대중량비 그래프

- 400~1300ft의 이륙거리를 300ft 간격으로 변경하면서 사이징 수행
- 날개 길이/면적/ 익면하중의 수치는 주로 실속속도의 영향을 받기 때문에 실속속도의 변경이 없어 날개 길이/면적/ 익면하중 값은 바뀌지 않으며, 이륙거리가 증가함에 따라 요구되는 추력이 줄어 추력대중량비는 감소하나 일정거리 이상이 되면 값의 변화가 없음

표 42 이륙거리에 따른 날개길이/면적, 추력대중량비, 익면하중 수치

이륙거리 : 400 ft		
	SI Unit	US unit
날개 길이	7.62 m	25 ft
날개 면적	13.00 m²	140 ft²
추력대중량비	0.45	
익면하중	58.59 kg/m²	12 lb/ft²

이륙거리 : 700 ft		
	SI Unit	US unit
날개 길이	7.62 m	25 ft
날개 면적	13.00 m²	140 ft²
추력대중량비	0.30	
익면하중	58.59 kg/m²	12 lb/ft²

이륙거리 : 1000 ft		
	SI Unit	US unit
날개 길이	7.62 m	25 ft
날개 면적	13.00 m²	140 ft²
추력대중량비	0.30	
익면하중	58.59 kg/m²	12 lb/ft²

이륙거리 : 1300 ft		
	SI Unit	US unit
날개 길이	7.62 m	25 ft
날개 면적	13.00 m²	140 ft²
추력대중량비	0.30	
익면하중	58.59 kg/m²	12 lb/ft²

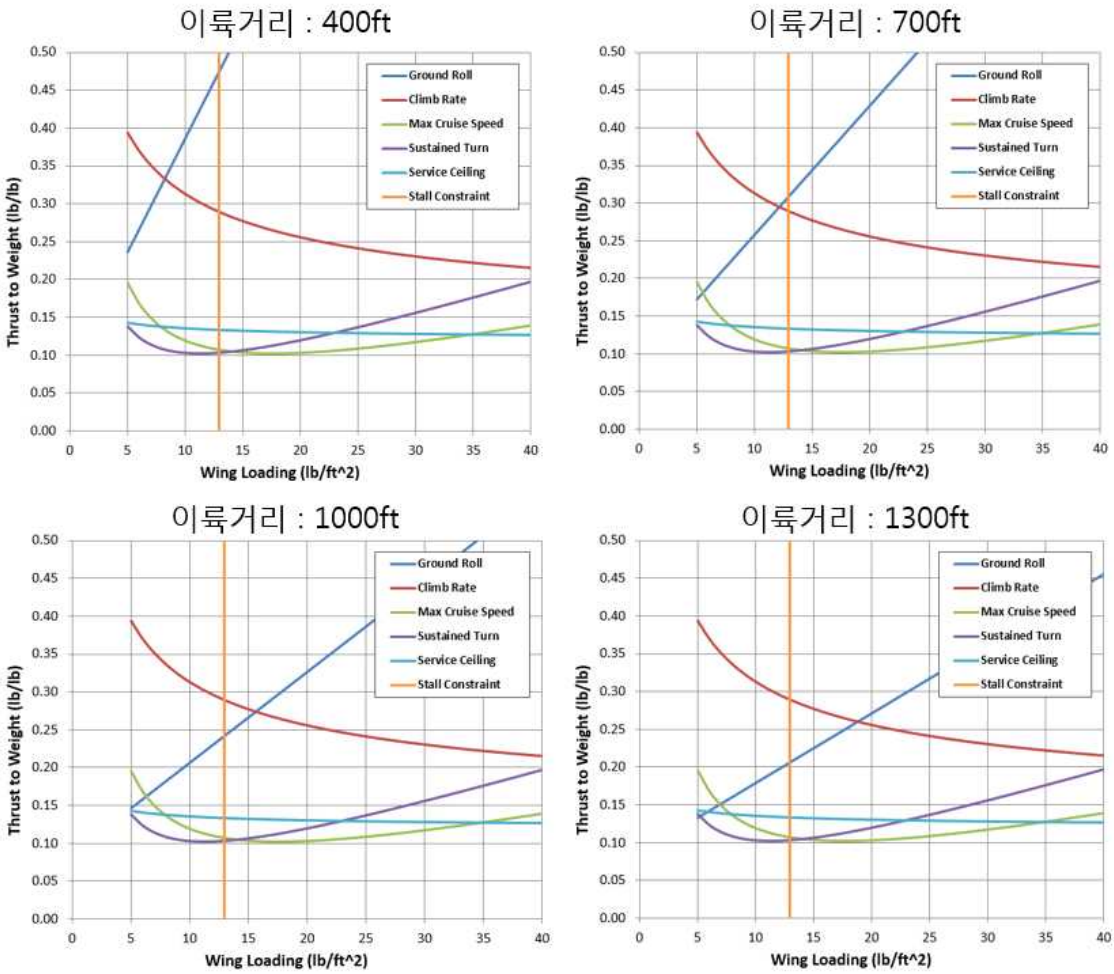


그림 172. 이륙거리 변경에 따른 익면하중 대 추력대중량비

- 400~1300fpm의 상승률을 300 fpm 간격으로 변경하면서 사이징 수행
- 날개 길이/면적/ 익면하중 값은 주로 실속속도의 영향을 받기 때문에 실속속도의 변경이 없어 날개 길이/면적/ 익면하중 값은 바뀌지 않으며, 상승률이 증가함에 따라 요구되는 추력이 커져서 추력대중량비가 증가하는 것을 알 수 있음

표 43 상승률에 따른 날개길이/면적, 추력대중량비, 익면하중 수치

상승률 : 400 fpm		
	SI Unit	US unit
날개 길이	7.62 m	25 ft
날개 면적	13.00 m²	140 ft²
추력대중량비	0.23	
익면하중	58.59 kg/m²	12 lb/ft²

상승률 : 700 fpm		
	SI Unit	US unit
날개 길이	7.62 m	25 ft
날개 면적	13.00 m²	140 ft²
추력대중량비	0.24	
익면하중	58.59 kg/m²	12 lb/ft²

상승률 : 1000 fpm		
	SI Unit	US unit
날개 길이	7.62 m	25 ft
날개 면적	13.00 m²	140 ft²
추력대중량비	0.30	
익면하중	58.59 kg/m²	12 lb/ft²

상승률 : 1300 fpm		
	SI Unit	US unit
날개 길이	7.62 m	25 ft
날개 면적	13.00 m²	140 ft²
추력대중량비	0.35	
익면하중	58.59 kg/m²	12 lb/ft²

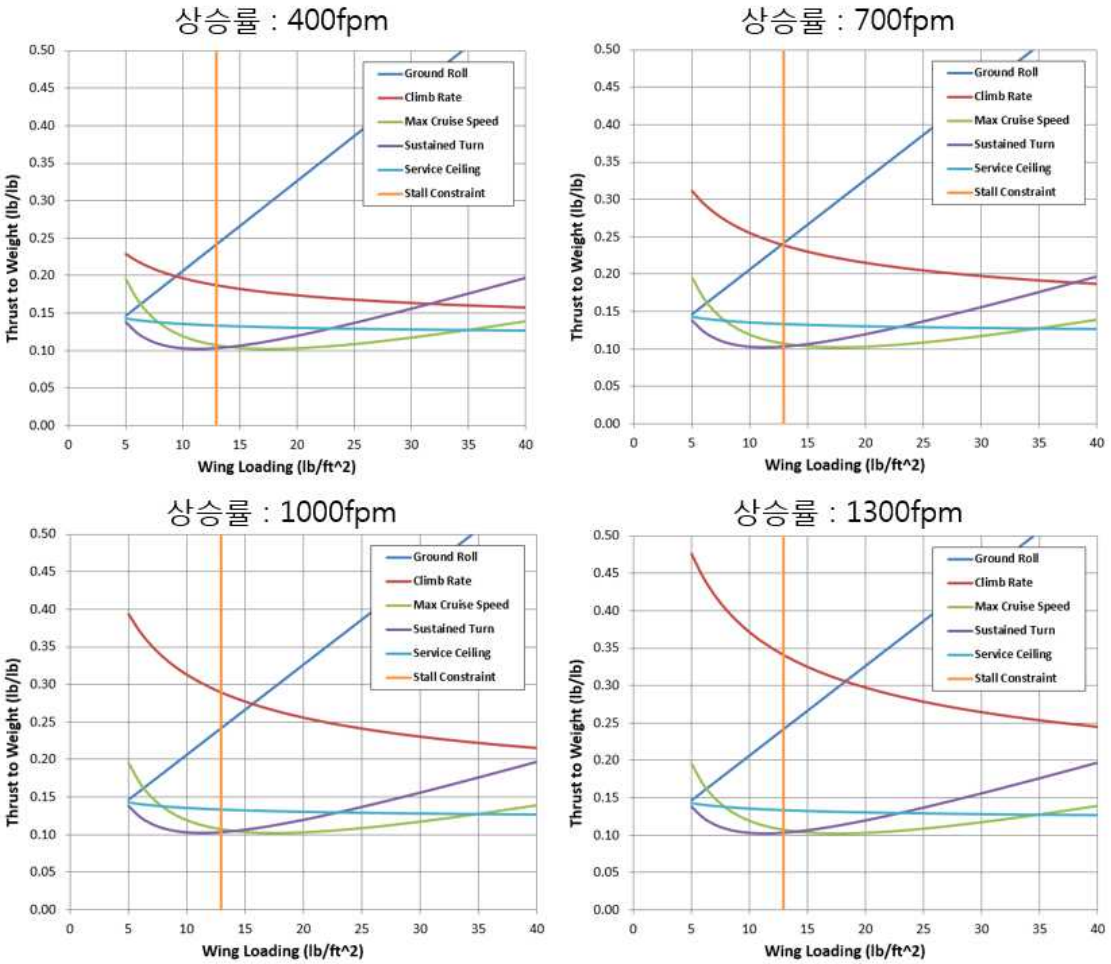


그림 173. 상승률 변경에 따른 익면하중 대 추력대중량비

- Aeromobil 3.0 사이징
  - 30~45kt의 실속속도를 5kt 간격으로 변경하면서 사이징 수행
  - 실속속도 증가에 따라 날개 길이 및 날개 면적이 줄어들고 익면하중이 커지는 것을 알 수 있음

표 44 실속속도에 따른 날개길이/면적, 추력대중량비, 익면하중 수치

실속속도 : 30kt		
	SI Unit	US unit
날개 길이	18.59 m	61 ft
날개 면적	44.69 m²	481 ft²
추력대중량비	0.31	
익면하중	29.30 kg/m²	6 lb/ft²

실속속도 : 35kt		
	SI Unit	US unit
날개 길이	12.19 m	40 ft
날개 면적	19.88 m²	214 ft²
추력대중량비	0.30	
익면하중	43.94 kg/m²	9 lb/ft²

실속속도 : 40kt		
	SI Unit	US unit
날개 길이	10.06 m	33 ft
날개 면적	13.10 m²	141 ft²
추력대중량비	0.29	
익면하중	58.59 kg/m²	12 lb/ft²

실속속도 : 45kt		
	SI Unit	US unit
날개 길이	8.84 m	29 ft
날개 면적	9.85 m²	106 ft²
추력대중량비	0.29	
익면하중	73.24 kg/m²	15 lb/ft²

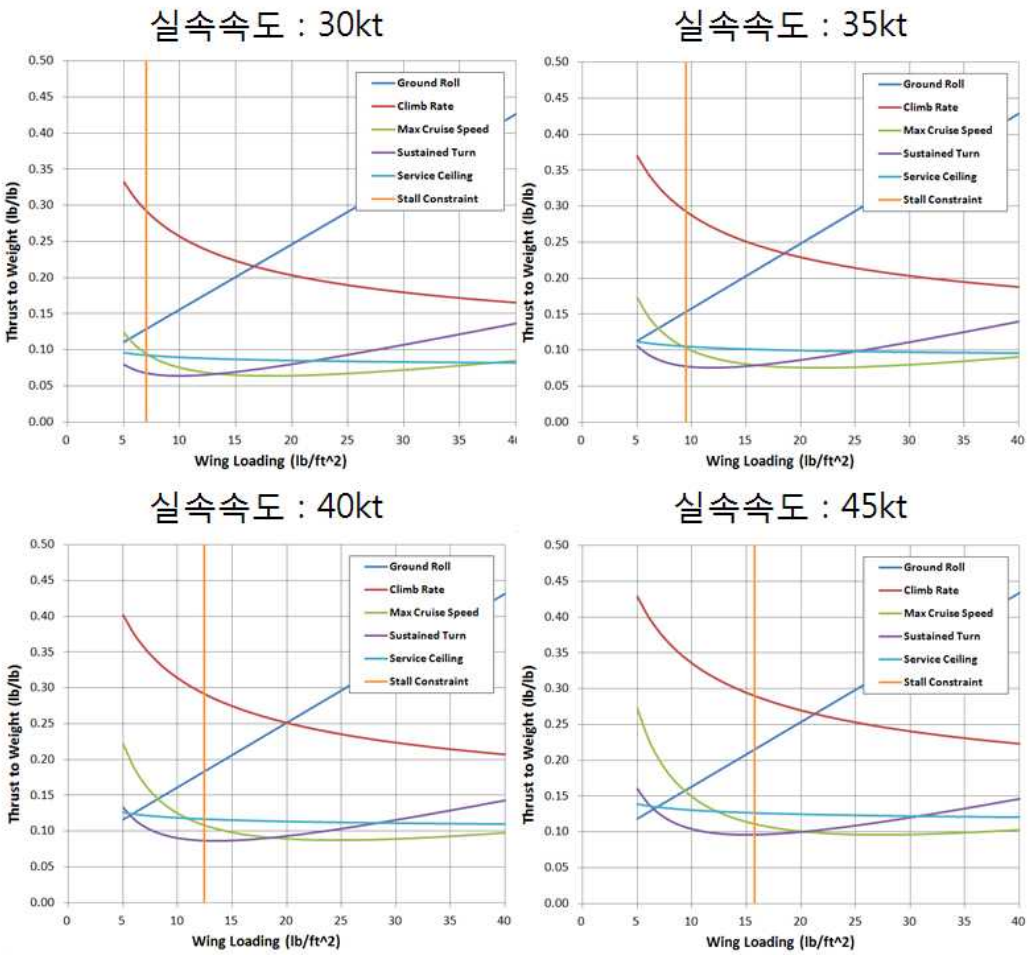


그림 174. 실속속도 변경에 따른 익면하중 대 추력대중량비 그래프

- 400~1300ft의 이륙거리를 300ft간격으로 변경하면서 사이징 수행
- 날개 길이/면적/익면하중 값은 주로 실속속도의 영향을 받기 때문에 실속속도의 변경이 없어 날개 길이/면적/ 익면하중 값은 바뀌지 않으며, 이륙거리가 증가함에 따라 요구되는 추력이 줄어들어 추력대중량비가 감소하나일정거리 이상이 되면 값의 변화가 없음

표 45 이륙거리에 따른 날개길이/면적, 추력대중량비, 익면하중 수치

이륙거리 : 400ft		
	SI Unit	US unit
날개 길이	8.84 m	29 ft
날개 면적	9.85 m²	106 ft²
추력대중량비	0.41	
익면하중	73.24 kg/m²	15 lb/ft²

이륙거리 : 700ft		
	SI Unit	US unit
날개 길이	8.84 m	29 ft
날개 면적	9.85 m²	106 ft²
추력대중량비	0.29	
익면하중	73.24 kg/m²	15 lb/ft²

이륙거리 : 1000ft		
	SI Unit	US unit
날개 길이	8.84 m	29 ft
날개 면적	9.85 m²	106 ft²
추력대중량비	0.29	
익면하중	73.24 kg/m²	15 lb/ft²

이륙거리 : 1300ft		
	SI Unit	US unit
날개 길이	8.84 m	29 ft
날개 면적	9.85 m²	106 ft²
추력대중량비	0.29	
익면하중	73.24 kg/m²	15 lb/ft²

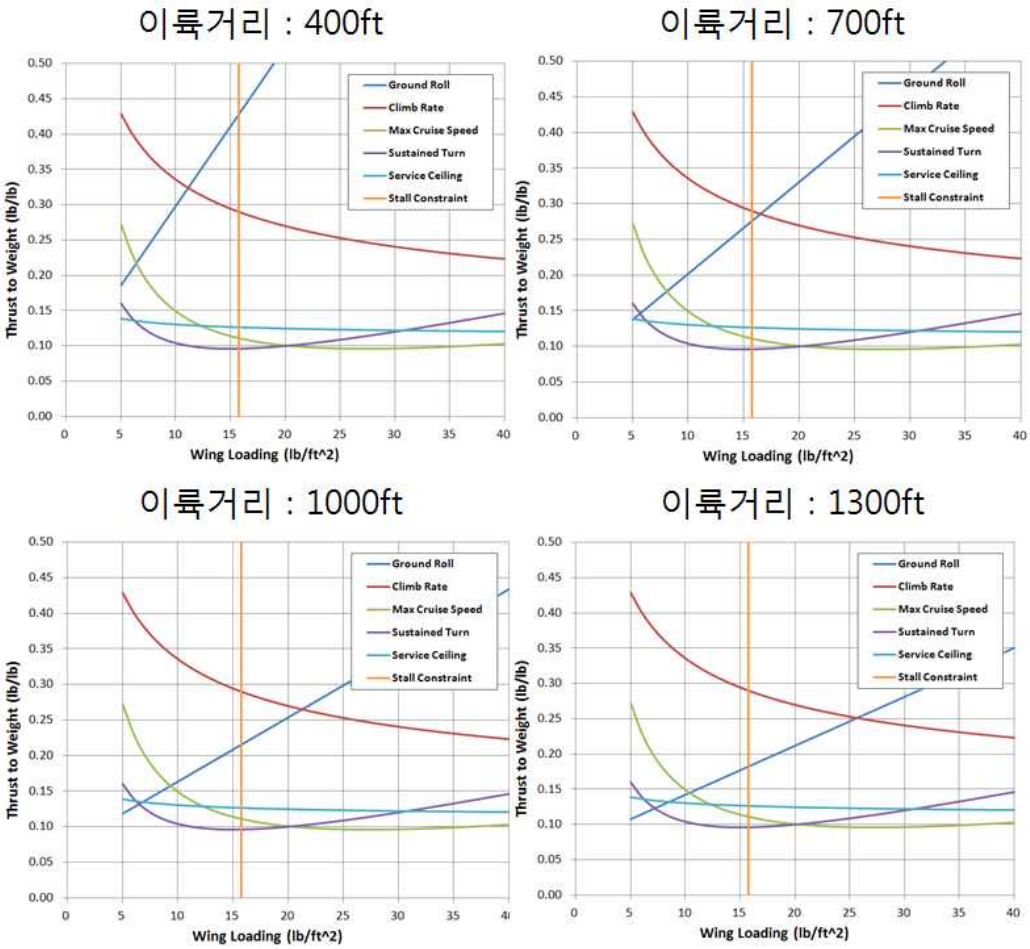


그림 175. 이륙거리 변경에 따른 익면하중 대 추력대중량비 그래프

- 400~1300fpm의 상승률을 300fpm 간격으로 변경하면서 사이징 수행
- 날개 길이/면적/ 익면하중 값은 주로 실속속도의 영향을 받기 때문에 실속속도의 변경이 없어 날개 길이/면적/ 익면하중 값은 바뀌지 않으며, 상승률이 증가함에 따라 추력대중량비가 증가하는 것을 알 수 있음

표 46 상승률에 따른 날개길이/면적, 추력대중량비, 익면하중 수치

상승률 : 400fpm		
	SI Unit	US unit
날개 길이	8.84 m	29 ft
날개 면적	9.85 m²	106 ft²
추력대중량비	0.21	
익면하중	73.24 kg/m²	15b/ft²

상승률 : 700fpm		
	SI Unit	US unit
날개 길이	8.84 m	29 ft
날개 면적	9.85 m²	106 ft²
추력대중량비	0.24	
익면하중	73.24 kg/m²	15b/ft²

상승률 : 1000fpm		
	SI Unit	US unit
날개 길이	8.84 m	29 ft
날개 면적	9.85 m²	106 ft²
추력대중량비	0.29	
익면하중	73.24 kg/m²	15 lb/ft²

상승률 : 1300fpm		
	SI Unit	US unit
날개 길이	8.84 m	29 ft
날개 면적	9.85 m²	106 ft²
추력대중량비	0.35	
익면하중	73.24 kg/m²	15 lb/ft²

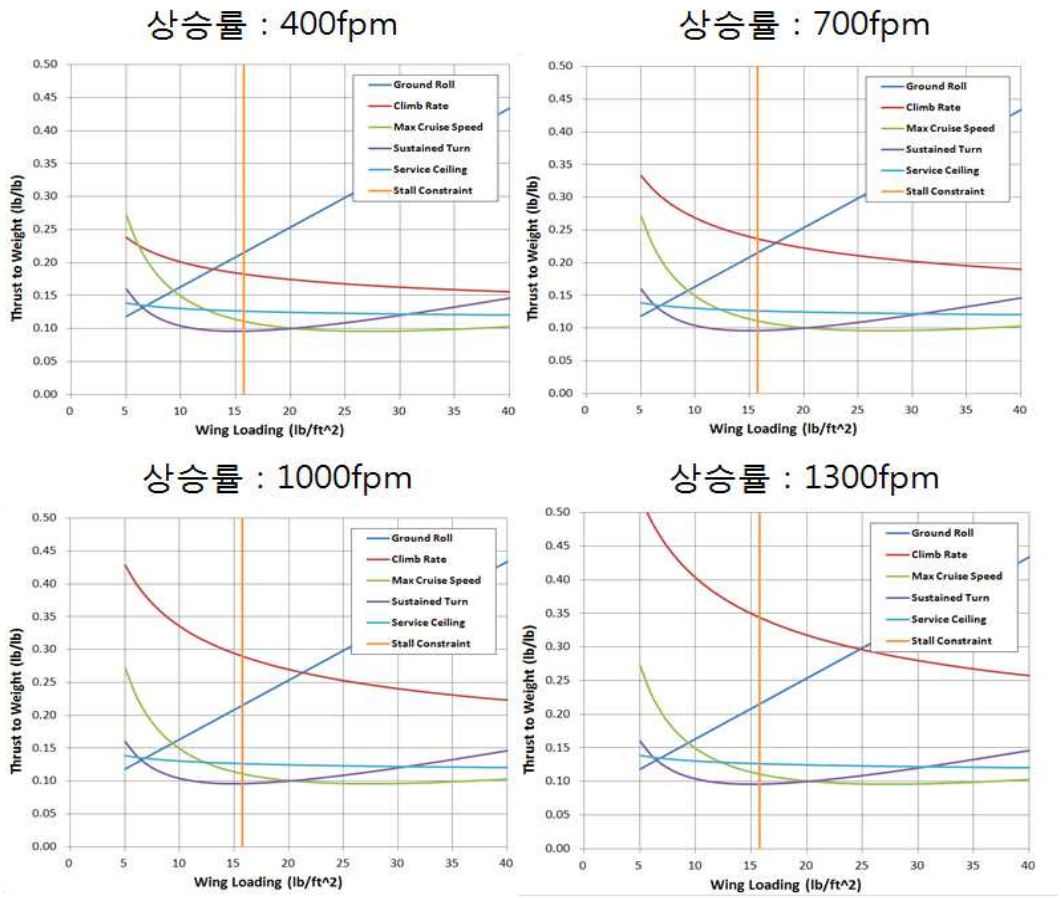


그림 176. 상승률 변경에 따른 익면하중 대 추력대중량비 그래프

1-4-② 최종 개념 선택

○ 개념 선택(Concept Down-Selection)

- 사이징 및 통합, 각종 해석의 결과로 동일한 임무 요구조건을 만족하는 사이징된 여러 개의 PAV 설계가 나오면 공허중량, 연료 효율, 상승률, 지상에서의 성능 등을 정량적으로 비교하여야 함
- 또한 안전성, 인증 위험성, 기술의 불확실성, 기술 획득의 종속성, 외부 물체로부터의 손상 가능성도 고려하여 최종 개념을 선택함

- 여러 개의 설계들이 모든 성능조건들을 만족하는 상황에서 궁극적으로 하나의 설계를 선택하는 것은 전체적인 PAV개발 과정에서 가장 중요한 결정 중의 하나이며, 개발의 성패, 비용 및 개발기간에 큰 영향을 미침
- 개념형상 선정에는 1단계에서 도출한 비정량적인 평가조건들도 모두 고려가 되며, 체계적인 평가를 위해 다중 속성 의사 결정방법(Multi-Attribute Decision Making, MADM) 방법들 중에서 널리 쓰이는 방법 중 하나인 Technique for Order of Preference by Similarity to Ideal Solution(TOPSIS)을 사용할 수 있음(아래 그림). 이 부분은 2차년도에 집중하여 연구를 수행할 예정임
- 아래 그림에 나오는 설계형상 선정 툴을 이용하면, 의사결정권자들이 생각하는 평가기준들에 대한 가중치를 반영하여, 여러 개념형상들이 어떤 평가기준에 대해 강점을 보이고 어떤 기준에 대해 약점을 보이는지 한눈에 파악하기가 용이함. 이 부분도 2차년도에 연구를 수행할 예정임
- 또한 엔지니어와 의사결정권자간의 원활한 의사소통을 도와줄 수 있으며, 궁극적으로 의사 결정과정의 투명성을 높일 수 있음

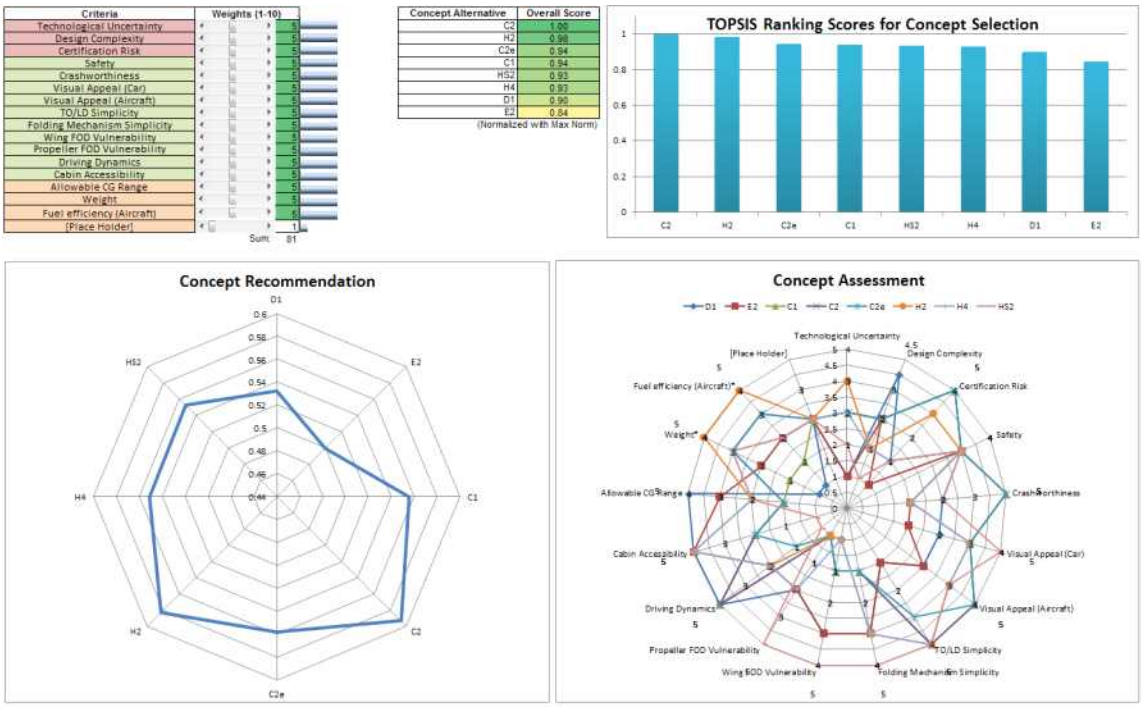


그림 177. 노면주행 항공기 개념 평가 및 선택 도구

○ Transition과 Aeromobil 3.0의 사이징 결과

- Transition과 Aermobil 3.0의 사이징을 위한 임무는 아래 표와 같음

표 47 Transition과 Aeromobil 3.0 임무형상

	Transition		Aeromobil 3.0	
주행 속도	60	mph	60	mph
거리	300	miles	300	miles
거리	300	nm	300	nm
최대 속도	108	kt	108	kt
순항 속도	87	kt	87	kt
순항 고도	8000	ft	8000	ft
우회 거리	50	nm	50	nm
승객	0	pax	0	pax
수하물	50	lb	50	lb
이륙 거리	1500	ft	1500	ft
이륙 고도	0	ft	0	ft
상승률	600	fpm	650	fpm
상승 시작 고도	0	ft	0	ft
실속 속도	45.5	kt	45.5	kt
최대 상승 고도	10,000	ft	10,000	ft
선회 속도	80	kt	80	kt
선회 하중 계수	1	g	1	g

표 48 사이징된 Transition과 Aeromobil 3.0 수치

	Transition		Aeromobil 3.0	
	SI Unit(기존 수치 / 사이징 수치)		SI Unit(기존 수치 / 사이징 수치)	
날개 길이	8.08 m	8.0 m	8.32 m	8.23 m
날개 면적	14.86 m²	14.31 m²	9.25 m²	9.11 m²
제동 마력	75 kW	74.25 kW	75 kW	75 kW
공허 중량	–	597 kg	600 kg	550 kg
유효 중량	225 kg	169 kg	–	154 kg
총 중량	650 kg	766 kg	–	713 kg
비연료 소모율	0.284 kg/kW/hr	0.235 kg/kW/hr	0.284 kg/kW/hr	0.235 kg/kW/hr

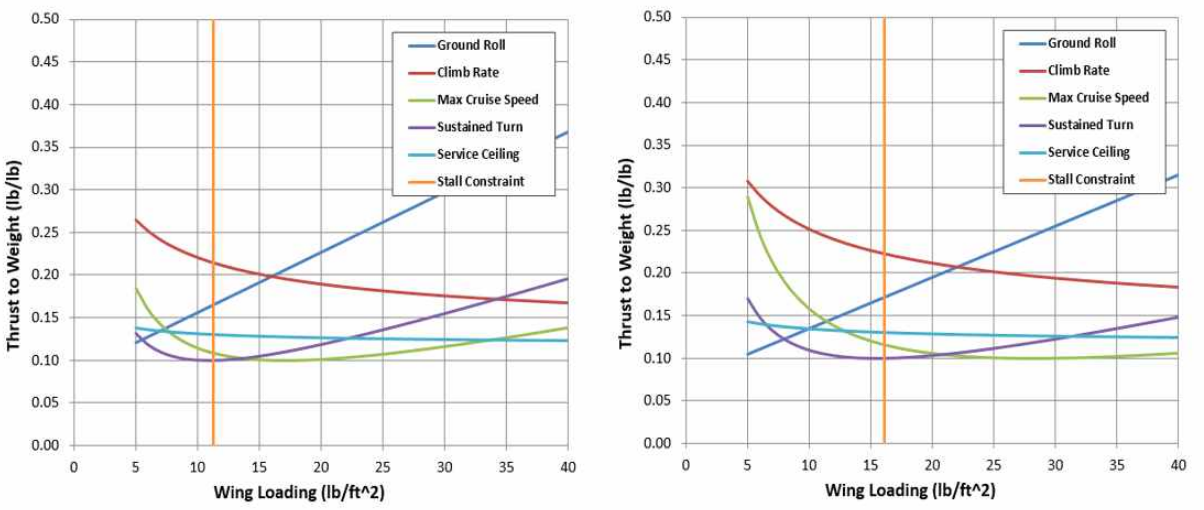


그림 178. Transition과 Aeromobil 3.0의 익면하중 대 추력대중량비 그래프

○ PAV 향후 상용 운영 개념

- 미항공우주국(NASA)의 On-Demand Mobility
  - 교통체증이 점점 심화됨에 따라 새로운 교통편의 필요성이 커지면서 나사에서는 새로운 개념 On-Demand Mobility(ODM, 공유 항공 이동수단)이라는 개념을 만듦
  - On-Demand Mobility란 항공기를 이용하여 이용자가 자신이 원하는 출발지, 목적지, 도착시간과 같은 여정의 세부사항을 직접 선택할 수 있는 모든 이동수단을 총칭하는 개념임
  - 개인이 항공기를 소유하여 이동하는 개념이 아닌 항공기를 여러 사람이 공유하며, 필요할 때만 공유하여 쓰는 것을 말함
  - ODM은 오랜 시간을 타고 여행하는 개념이 아닌 보다 짧은 시간, 예를 들면 출퇴근과 같은 단시간 소규모의 인원이 이용할 수 있는 시스템을 말함
  - 지상을 통하는 이동수단은 2차원의 도로를 기반으로 한 교통시스템을 이용하며, 이런 교통시스템에 대한 의존은 매우 높은 불확실성을 만듬. 또한 사고가 발생한다면 유일한 길을 이용하지 못하게 됨. 하지만 하늘을 이용하는 이동수단은 모든 길을 독립적으로 이용할 수 있고 출발지와 목적지 사이의 여러 가지 선택이 있을 수 있기 때문에 이용자가 더 빠르고 편하게 목적지에 도착할 수 있게 해줌
  - ODM의 로드맵 과정을 아래 그림에 나타냄



그림 179. ODM (On-Demand Mobility) 로드맵 절차[25]

  - ODM이 실행되기 위해서는 넘어야할 장벽들로는 인증프로세서, 베터리 기술, 효율성, 신뢰성, 비용, 안정성, 소음, 배기가스, 도시의 인프라와 같은 것들이 있음. 이중에서도 인증프로세서, 안정성, 소음, 인프라와 같은 문제는 가장먼저 해결해야할 문제들 중 하나임
  - ODM은 장기간 이동을 하는 사용자를 위한 시스템이 아닌 짧은 시간 소규모 공항에서 항공기를 공유하는 개념임. 이를 Thin-Haul이라는 용어로 지칭하는데, 이것은 새로운 사업 모델과 기술로 발전하고 있음. Thin-Haul이 실행될 때, 비용 중 가장 많이 차지하는 부분은 연료임. 여기에 DEP(Distributed Electric Propulsion)를 적용

하면 이 비용적인 부분을 많이 줄일 수 있음. DEP는 화석연료를 사용하지 않아 친환경적이며, 크기에 따라 영향을 받는 가솔린 엔진과 달리 전기모터는 크기에 크게 영향을 받지 않기 때문에 효율적인 항공기 설계가 가능함

- 아래 그림들을 비교해보면 기존방식에서보다 DEP방식에서 비항속거리(Specific Range)가 크게 향상된 것을 볼 수 있음. 이처럼 에너지 변환 효율과 양항비(L/D)가 향상되어 에너지 비용이 크게 감소함. 이처럼 DEP방식을 이용하여 항공기를 설계하면 전반적인 운영비용을 크게 낮출 수 있음

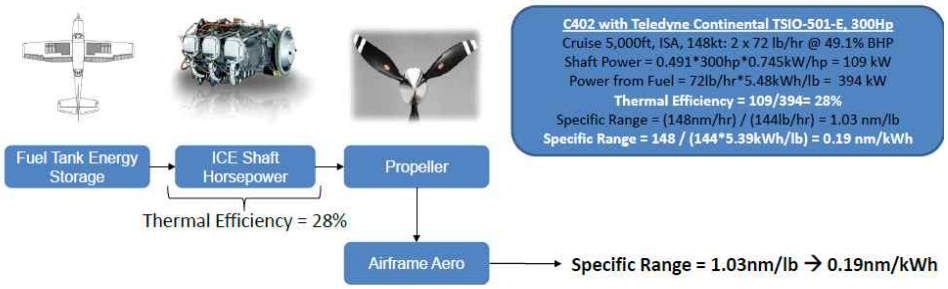


그림 180. C402 비항속거리(Specific Range) [26]

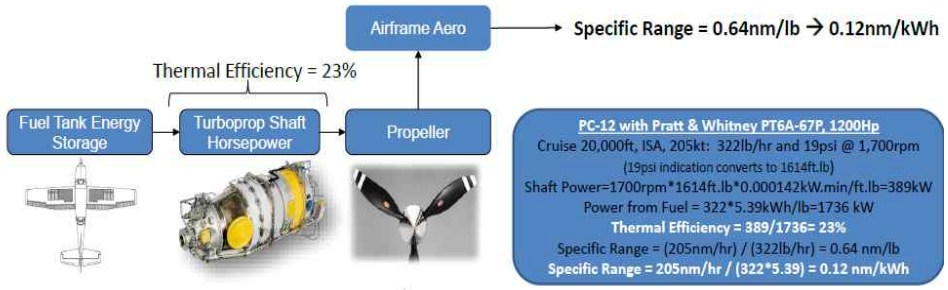


그림 181. PC-12 비항속거리 [26]

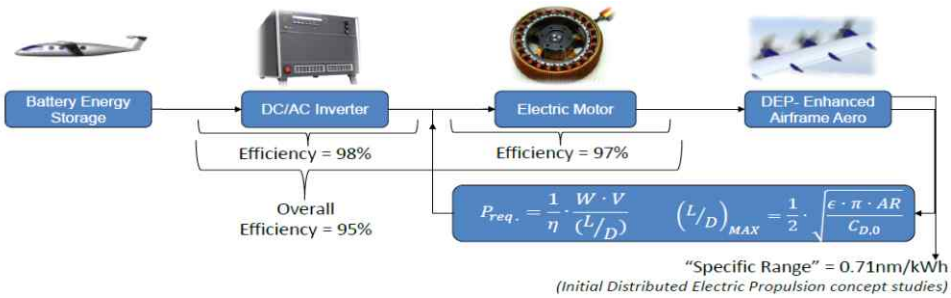


그림 182. DEP (Distributed Electric Propulsion) 비항속거리 [26]

- ODM에서는 자율성이 크게 향상된 항공기를 이용하는 것을 목표로 함. 기존의 항공기처럼 파일럿이 있는 항공기가 아닌 운전자 없이 자동으로 운행되는 개념을 말함. 점차 시간이 갈수록 하늘에는 더 많은 항공기들이 운행 될 것임. 사람들은 원하는

시간과 장소에서 더 자율적으로 비행하길 원하고 있음. 따라서 자율성이 향상된 항공기의 도입으로 외부 변화에 대한 빠른 반응을 가능하게 하고, 이를 통해서 항공기의 전반적인 신회성과 효율성을 크게 향상시킬 수 있음. 무인 자동차가 인간이 미처 피하지 못한 사고들을 피할 수 있어서 사고를 크게 줄일 수 있는 것과 마찬가지로 이러한 항공기도 현재 일어나는 항공기 사고들 크게 줄일 수 있을 것임

- 자동차와 비교 시 항공기 운행 환경은 이착륙 시를 제외하고는 더 자유롭고 방해요소가 적음. 무인 자동차를 운행하기 위해서는 지상의 모든 길의 구조뿐만 아니라 아주 작은 장애물들을 모두 고려해야 하지만, 자율적으로 운행되는 항공기에서는 이보다 고려해야할 부분들이 더 적기 때문에 자율적으로 운행되는 항공기의 도입은 무인 자동차의 도입에 걸린 시간보다 더 빠르게 이루어질 수 있음
- 항공기 사고들 중에서는 항공기 조종의 실패로 인하여 일어나는 사고들도 많음. 레이더의 감시는 모든 지역에서 가능 한 것이 아니고, 날씨 상태 또한 예상대로 일어나지 않음. 부적적한 계획과 판단으로 인하여 조종사의 조종능력 밖에 있는 상황들이 발생하여 많은 사고들이 발생하는데, 이런 사고들은 자율적으로 운행하는 향상된 항법 시스템을 갖춘 항공기의 도입과 날씨 정보로 방지 할 수 있을 것임
- ODM을 적용하기 위해서는 도시의 인프라 확충도 중요한 문제임. 미국에는 5,664개의 헬리패드(helipad)가 있지만 이는 공공의 이용을 위해서 설치된 것이 아님. 대부분의 헬리패드는 도시에서 중요한 역할을 하는 곳에 위치하고 있지만, 소음과 같은 문제 때문에 지역 법령에서는 사용을 허가하고 있지 않음. ODM이 사회적으로 수용되기 위해서는 이러한 수직 이착륙 비행장의 구축이 꼭 필요함. 이를 위해서 NASA는 도시 고속도로의 네 잎 크로버 모양의 입체 교차로(Cloverleaf)의 활용을 제안함.
- 입체 교차로의 잎 부분에 해당하는 부분(Cloverleaves)을 헬리패드로 사용함. 보통의 헬리패드의 지름의 크기는 50ft 정도인데, 입체교차로의 잎 부분은 자동차의 감속과 회전을 위해서 지름이 평균 약 225ft 정도임. 따라서 헬리패드로 사용하기에 충분한 크기임



그림 183. 입체 교차로의 Cloverleaves의 크기[27]

- 수직 이착륙 비행장은 지상 교통의 피해를 최대한 주지 않기 위해 기존의 도로보다 높은 곳에 위치함. 이렇게 위에 위치한 비행장 아래의 공간에는 승객이 승하차하거나 기다리는 장소와 같이 비행장의 추가적인 기능을 위해서 활용함. 이런 수직 이착륙 비행장은 기존의 도시 인프라를 재사용한다는 이점이 있고, 추가적인 비행장을 건설하는 시간과 비용을 줄임으로써 더 빠르게 ODM이 자리 잡을 수 있게 함

- Uber 의 Elevate
  - Uber는 2026년까지 통근자들이 나는 자동차를 사용할 수 있게 하는 프로젝트인 Elevate를 발표함
  - VTOL 항공기를 이용하여 운전자 없이 작동하는 항공기를 여러 사람들이 공유하여 목적지로 향하는 시스템을 말함. 사용자의 지시, 제약조건, 선호도를 기반으로 항공기를 운행하고 위험요소를 자동으로 찾아내서 위험을 피할 수 있게 하는 항공기를 사용하며, 이 항공기와 인간의 상호작용이 직접적이고 효율적으로 이루어지는 것을 목표로 함
  - 현재 샌프란시스코의 Marina에서 San Jose의 시내까지는 Uber X를 이용하면 1시간 40분 정도가 걸림. 반면에 VTOL항공기를 이용하면 15분이면 갈 수 있다고 Uber는 말함. 비용 또한 현재 Uber X는 111달러 정도가 들지만 VTOL을 이용하면 초기에는 129달러에서 최대 20달러까지 비용을 줄일 수 있다고 말함
  - Uber는 5년 이내에 완전한 수직 이착륙 비행기가 생산될 것으로 기대하며, 이는 약 100마일을 150mph로 비행 할 수 있다고 말함
  - 현재의 일상적인 교통수단인 기차, 버스, 자동차등은 사람들을 고정된 경로로만 이동하게 하여 한번 중단이 발생하면 심각한 지연으로 이어지게 됨. 하지만 ODM은 특정경로를 따르는 것이 아닌 공역을 이용하기 때문에 독립적으로 목적지를 향해서 이동할 수 있어서 정체가 덜 발생함
  - Elevate의 VTOL의 추진 시스템은 DEP인데, DEP는 여러 개의 전기 모터 및 컨트롤러 그리고 여분의 베터리를 사용함으로써 완전한 추진시스템을 구축하여 엔진에 치명적인 고장이 발생 하더라도 잘 대처할 수 있게 함. 분산 추진은 다수의 프로펠러를 사용하여 추진력을 만들기 때문에 추가적인 제어를 가능하게 하고 따라서 어느 한부분이 고장 나더라도 통제된 착륙이 가능함. 이런 견고한 항공기 운행제어는 운행 시스템에서의 불확실성을 없애 줌
  - VTOL 항공기는 기존의 항공기 보다 빠르게 하강하므로 이 때문에 와류 링(vortex ring)과 같은 현상이 발생할 수 있음. 하지만 이는 DEP 방식을 사용 할 때 방지할 수 있음
  - 터빈 혹은 피스톤 엔진은 긴급한 상황을 위해서 짧은 시간에 10~20퍼센트 정도의 추가 동력을 제공하는데 비해 전기 추진은 1~2분 사이에 50퍼센트의 추가적인 동력을 제공함. 이런 추가적인 동력제공은 모터의 고장과 같은 응급상황을 위한 것임. 2개의 엔진을 가진 항공기가 운행 중 하나의 엔진이 고장 난다면, 헬리콥터가 안전하게 착륙하기 위해서는 원래의 추력중량비의 2배 이상이 필요 함. 하지만 6개의 prop-rotor를 가진 DEP VTOL의 경우에는 하나의 엔진이 고장이 날지라도 그로 인한 추력감소는 전기모터의 최대 정격보다 적기 때문에 안전한 운행이 가능함

- Elevate 시스템은 도시에서 운행되기 때문에 소음에 관한 문제도 중요함. 보통의 터빈엔진이나 피스톤엔진은 탄화수소계 연료의 연소를 통해서 공기를 주입하고 배출하는 과정 때문에 큰 소음이 발생하는데, 전기모터는 이런 과정이 필요 없어 소음을 크게 줄일 수 있음. 또한 설계자는 기어박스의 추가적인 설치 없이 속도 및 토크의 선택을 자유롭게 선택하여 설계할 수 있기 때문에 소음을 최대한 낮출 수 있음[28]



그림 184. Uber 의 Elevate [28]

- Air Bus의 Pop up
  - 2017년 3월 Geneva International Motor Show에서 Italdesign과 Airbus 사는 대도시의 교통체증을 완화하기 위해 설계된 Pop.Up을 처음 선보임
  - Pop Up은 사용자 지식을 기반으로 하는 인공 지능 플랫폼을 사용하여 여행의 복잡성을 줄이고 원활한 여행을 하게 해줌
  - Pop up은 통근자들에게 사용자 중심의 새로운 공유 시스템을 제공함으로써 시간을 되돌려주는 것을 목표로 함
  - Pop up은 전기 추진과 충돌회피 기술(sense-and-avoid technology)과 같은 아직 성숙하지 않은 미래의 기술에 의존하지만 차량의 기본 아이디어는 실현가능하다고 Airbus는 말함. Airbus는 이미 필요한 기술을 탐구하고 성숙시켜 2년 내에 비행하기 위해 노력하고 있음
  - Pop up은 승객이 탈 수 있는 캡슐과 2개의 서로 다른 전기 추진 모듈(Ground 모듈과 Air 모듈)이 결합되도록 되어있음. 기차나 Hyperloops와 같은 공공 이동수단과도 결합이 가능함
  - 승객이 타는 캡슐은 탄소 섬유로 되어있고, Ground 모듈은 베터리로 충전하며 Air 모듈은 8개의 회전 로터에 의한 전기 추진으로 되어있음
  - Pop up은 완전히 자동화되어 있고 전기로 운행되기 때문에 배출가스가 없이 하늘과 땅에서 운용됨
  - Pop up 차량은 2인승으로 이루어져 있으며, 이것은 접지 차량의 유연성과 수직 이착륙 항공기의 자율성과 속도를 결합하여 자동차와 항공 분야를 연결함
  - 승객은 핸드폰 앱(app)을 이용하여 자신이 계획한 여정에 맞게 예약하며 이 시스템

은 사용자의 정보와 시간, 교통 체증, 비용 그리고 공유하고자 하는 요구에 맞추어 자동적으로 이동 계획을 제안함. 승객의 선호도와 요구에 맞게 Air 모듈, Ground 모듈 과 다른 공공의 이동수단을 적절히 조합하여 이동계획을 짜게 됨

- 승객이 타는 캡슐은 가로 2.6m 높이 1.4m 폭 1.5m이며 이것은 ground 모듈과 간단하게 결합함으로써 도시의 자동차로 변함. 도시에서 교통 체증이 심해질 때는 캡슐은 ground 모듈과 분리되며 8개의 회전 로터에 의해 추진되는 5*4.4 미터의 Air 모듈에 의해 운반됨. Pop up은 도시의 자체 조종 항공기가 되어 A에서 B로 3차원 영공을 효율적으로 이용하여 교통 혼잡을 피함
- 사용자가 목적지에 도착하면 캡슐과 모듈은 자동적으로 충전 스테이션으로 이동하여 다음 사용자를 기다림
- 캡슐은 Pop up 만의 모듈과 결합하는 것이 아니라 다른 공공 이동수단과 결합할 수 있기 때문에 사용자의 원활한 이동을 도와줌. 사용자는 다른 교통수단으로 갈아타거나 하는 번거로움 없이 모든 출퇴근 시간을 하나의 캡슐 안에 머물면서 이동할 수 있음
- 현재 Airbus는 도시 혼잡을 해소할 수 있는 수많은 급진적인 개념을 적극적으로 개발하기 위해서 전문성을 활용하고 있음. 빈틈없는 멀티 운송 네트워크에 3차원 방식을 추가하여 현재 우리의 삶의 방식과 이동방식을 개선할 것임[29]



그림 185. 에어버스사 Pop up 개념도[30]



그림 186. Pop up의 3개 모듈[30]

2-1-① 임무형상과 성능 구속조건 설정

○ 개요

- 제안된 설계과정의 1단계에서는 설계 요구조건들이 설정됨. 설계 요구조건들은 인증의 유형으로부터 세부계통의 선택, 가용한 기술까지 PAV 설계의 전체 과정을 구성함
- 일반적인 비행체의 개발에서는 설계 요구조건은 시장의 요구, 설계 목표 및 설계 요구조건으로 변환 될 수 있는 목표 가격 등으로 정의되어야 함
- 전형적인 door-to-door 운영을 시뮬레이션하기 위하여 노면과 비행을 통합하여 임무형상을 만들어야 함. 순항속도와 실속속도는 가장 중요한 성능변수로 인증기준에 맞추어 설정되어야 함

○ PAV에 적용되는 인증기준 및 구속조건

- 고정익 PAV에 크게 영향을 미치는 인증기준은 다음과 같음

표 49 Selected constraints for three standards and certification categories suitable for a fixed wing PAV[31]

	ASTM Committee F37 Standards Special Airworthiness Certificate Light Sport Aircraft	FAR Part 23 Special Airworthiness Certificate Primary Category	FAR Part 23 Standard Airworthiness Certificate Normal Category
최대이륙중량	1,320 lb (land) 1,430 lb (sea)	2,700 lb (land) 3,375 lb (sea)	12,500 lb 6,000 lb (*)
최대속도	120 kt CAS	No restriction	No restriction
최대실속속도	45 kt CAS Landing Conf.	61 kt CAS Landing Conf.	61 kt CAS (**)
엔진	Single Engine	Single Engine Normally Aspirated	/
프로펠러	Fixed pitch / Ground adjustable	/	/
객실	Two seats including pilot seat Non-pressurized	Four seats including pilot seat Non-pressurized	Nine seats plus pilot(s) seat(s)
기타	Fixed landing Gear (land)	Fixed landing Gear (land)	/
운영	No commercial operations VFR-IFR-Day-Night (***)	No commercial operations VFR-IFR-Day-Night (***)	Commercial operations VFR-IFR-Day-Night (***)
조종사 인증	Sport pilot license or above	Recreational pilot license or above Medical certification	Recreational pilot license or above Medical certification

(*) For the purpose of a PAV, an MTOW of 6,000 lb is retained to facilitate certification but this is not a “hard” constraint
(**)- For single engine aircraft, if 61kt is not met, additional structural and survivability requirements must be satisfied
- For multi-engine aircraft, if 61 kt is not met, either minimum climb performance must be satisfied or additional structural and survivability requirements must be satisfied
(***) If aircraft properly equipped and pilot properly rated

- PAV를 사이징하기 위해서는 잠재적 고객의 요구도를 순항속도, 항속거리, 이착륙거리, 최대순항속도, 최대적재중량 등 공학적인 요구조건들로 전환해야 함
- NASA는 5회 Centennial Challenge PAV 대회에서 아래표와 같이 PAV에 대한 정의 및 고객 요구도를 발표

표 50 NASA의 PAV 정의 및 고객 요구도

구 분	PAV 요구조건
좌석수	5인승 이하
순항속도	130~173kt
쾌적성	조용(Quiet)하고 안락(comfortable)함
신뢰성	고장률이 적어야 함
조종성	자동차 운전면허증으로 누구나 조종이 간편해야 함
운행모드	자동차 모드 또는/그리고 비행모드로 운행할 수 있어야 함
전천후 비행	합성영상시스템(Synthetic Vision System) 운행 및 전천후 비행능력 보유
사용연료	고연비(대체 연료사용 가능)
항속거리	808mile
공항이용	대형 공항 보다는 사업 또는 거주하는 작은 지역공항을 이용하는 door-to-door 교통 해법

- Li et al.의 연구에서 PAV의 공학적인 요구사항 및 목표치를 아래표와 같이 제시

표 51 PAV 공학적인 요구조건

공학적 요구조건	기준	목표치
속도	순항 속도	100~250 kts
소음	비행 소음(dB)	<79
운행 시간	총 운행 시간(hr)	<3.5
이륙 거리	50' 장애물 통과거리 기준(ft)	VTOL<100ft, ESTOL<250ft, STOL<1,000ft, CTOL<3,000ft
안전	사고율 : 백만 비행시간 당 치명적 사고율	<5
신뢰성 (Reliability)	고장 사이의 평균시간(MTBF : Mean Time Between Failure (hr))	>80
정비성(Maintainability)	정비 사이의 평균시간(MTTR : Mean Time to Repair(hr))	>50
운전 편의성(Ease to Operation)	교육 시간 요구조건(TTR : Training Time Requirements(hr))	<20
기동성(Mobility)	이륙전 총시간(TTBT : Total Time Before Takeoff(hr))	<0.3

- 익형은 저속에서 높은 양력을 얻을 수 있는 익형을 조사하였음. 일리노이 주립대학 익형 데이터 연구실(university of illinois urbana champaign airfoil lab)과 Airfoil Tools사이트에서 익형 데이터를 조사 하였으며, 익형 데이터들의 양항비를 아래 그림과 같이 비교하였음[32].

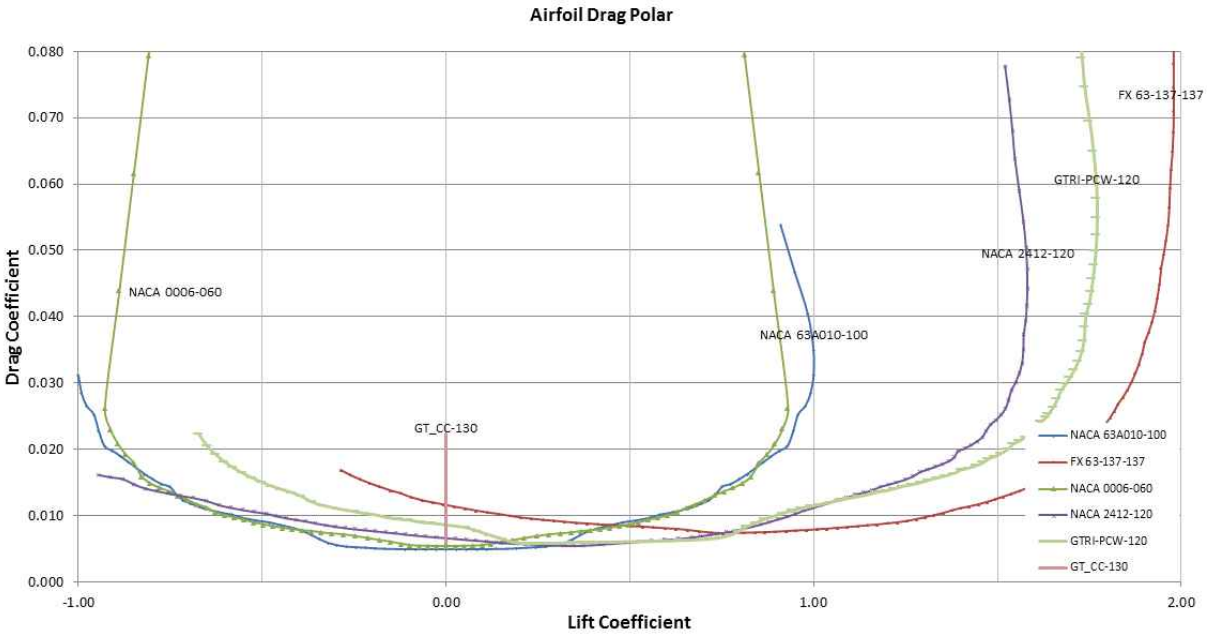


그림 187. 익형 항력 분포

- 국내에서 사용가능한 도로주행형 PAV를 설계하기 위해서는 먼저 우리나라의 도로 및 주차 환경을 고려하여 동체의 크기를 선정해야 함

표 52 도로폭 규정[33]

도로 구분			차로의 최소 폭(ft)		
			지방 지역	도시 지역	소형차 도로
고속도로			11.5	11.5	10.7
일반도로	설계속도 (mi/h)	50 이상	11.5	10.7	10.7
		43.5 이상	10.7	10.7	9.8
		37 이상	10.7	9.8	9.8
		37 미만	9.8	9.8	9.8

표 53 주차장법 (평행주차형식)[33]

구분	너비 (ft)	길이 (ft)
경 형	5.6 이상	14.8 이상
일반형	6.6 이상	19.7 이상
보도와 차도의 구분이 없는 주거지역의 도로	6.6 이상	16.4 이상
이륜자동차 전용	3.3 이상	7.3 이상

표 54 주차장법 (평행주차형식 이외)[33]

구 분	너비 (ft)	길이 (ft)
경 형	6.6 이상	11.8 이상
일반형	7.3 이상	16.4 이상
확장형	8.8 이상	16.7 이상
장애인전용	10.8 이상	16.4 이상
이륜자동차전용	3.3 이상	7.3 이상

○ 국내환경을 고려한 임무형상

- PAV의 임무형상은 미국 조지아 공대(Georgia Tech) Ahn et al.의 연구에서 그림 188과 같이 제시하였으며, 출발(Portal A)에서 도착(Portal B)까지의 임무 관점(Mission view), 비행체 관점(Vehicle view), 모델링 관점(Modeling view)으로 구분하여 보여줌
- 현관(Doorstep)에서 출발하여 소형공항(Portal A)에 접근하는 거리는 VTOL은 5마일, ESTOL은 10마일, CTOL은 21마일 이내로 보고 있으며, 비행고도는 10,000ft 이하에서 100~250kts의 속도로 비행하는 것으로 제시함
- 여기서 임무형상(mission profile)은 지상이동-이륙-최적상승-순항비행-하강-지상 이동 패턴을 보여줌

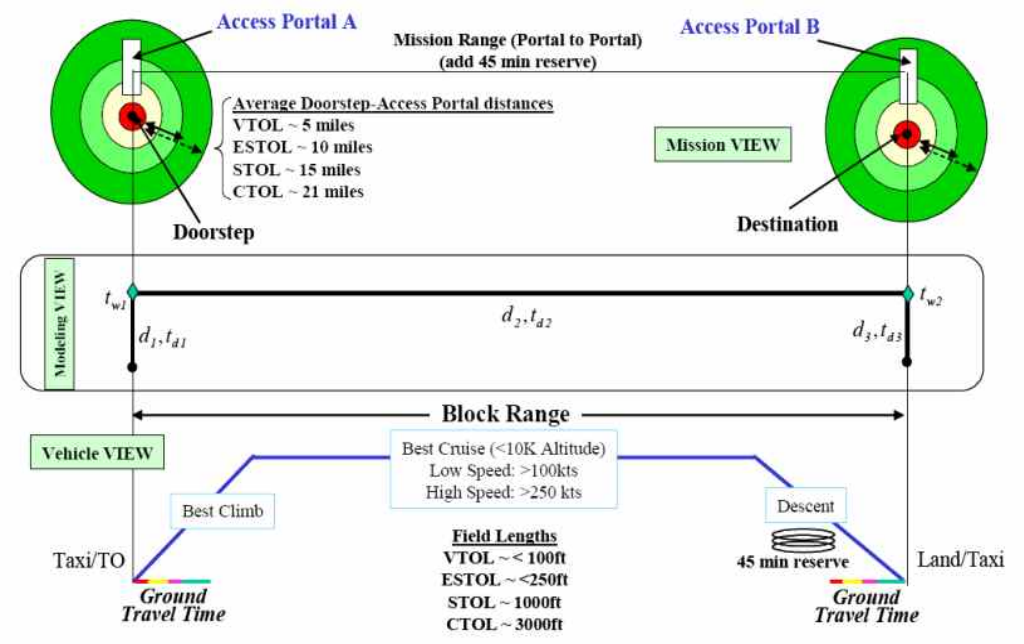


그림 188. PAV 임무형상[1]

- 우리나라 국토는 70%이상이 산으로 되어있으며, 국내에서 한라산 다음으로 가장 높은 산인 지리산의 높이는 1,915m(6,282ft)임
- 이러한 지리적 특징들은 도로주행형 PAV운용을 위해서 중요하게 고려해야 할 사항임
- 기존의 활주로는 민항기 및 군용으로 사용되고 있어 이용이 어려우며, 지리적 특성상 새롭게 긴 활주로를 만들기 어려움
- PAV의 임무형상의 순항 고도를 설정할 때 국내 산 높이를 고려해야 함
- 현재 서울 시내에서 자동차가 주행할 때 규정 속도는 보통 37mi/h, 서울 시내의 고속화도로는 50mi/h, 고속도로에서는 62mi/h의 속도로 제한됨
- 지금 도로주행형 PAV로 가장 실용가능성이 높은 모델인 Terrafugia사의 Transition과 Aeromobil사의 Aeromobil 3.0의 비행 성능을 이용하여 임무를 설정
- Transition이 운용 가능한 service ceiling은 10,000ft, cruising speed는 87kt이며, Aeromobil 3.0의 경우 maximum speed는 107kt로 알려져 있음
- 위의 내용 및 가정을 통하여 기본임무형상을 아래표와 같이 작성

표 55 임무형상

주행 속도	50	mph
주행 거리	50	miles
비행 거리	300	nm
최대 속도	107	kt
순항 속도	90	kt
순항 고도	8,000	ft
우회 거리	50	nm
승객	1	pax
수하물	50	lb
이륙 거리	1,000	ft
이륙 고도	0	ft
상승률	800	fpm
상승 시작 고도	0	ft
실속 속도	52	kt
최대 상승 고도	10,000	ft

○ 성능 구속조건 설정

표 56 성능 구속조건

초기 추정치			
날개 면적	S	198.2	ft^2
표준화된 제동 마력	P_{BHP_SL}	103	bhp
예상 총 중량	W_{MTOW}	1783	lb
익면 하중	W/S	9	lb/ft^2
추력대중량비	T/W	0.22	lb/lb
마력대중량비	P/W	0.06	hp/lb
동력 하중	W/P	17.37	lb/hp

2-1-② 설계변수 매트릭스(metrics)

○ 개요

- 설계변수 매트릭스(metrics)는 개념설계가 잘되었는지를 평가할 수 있는 지표임
- 설계변수 매트릭스는 연료효율, 상승 성능, 이륙거리, 접근 속도, 필요 엔진 동력, 날개 면적, 공허 중량, 기술 위험도, 대당 가격, 구동 메카니즘, 안전성, 소음 등 정량적이거나 정성적인 것이 모두 될 수 있음

○ 설계변수 metrics

- 다음과 같은 설계변수 metrics를 이용하여 PAV의 형상을 설정할 수 있음

표 57 PAV 세부계통

PAV 형상		
동체	동체 개수	1
	동체 재질	Composite
	객실 형상	SidebySide
양력 발생장치	날개 익형	NACA2412-120
	날개 형상	Conventional
	날개 후퇴각	None
	날개 모양	Tapered
	날개 재질	Composite
	윙렛 종류	None
	앞전 양력발생 장치	None
	뒷전 양력발생 장치	SingleSlottedFlap
	날개 접힘	Folding
	날개 접힘 횟수	2
꼬리 날개	수직꼬리날개 익형	NACA0006-060
	수직꼬리날개 형상	TwinBoom
	수직꼬리날개 접힘	None
	수직꼬리날개 접힘 횟수	0
	수평꼬리날개 익형	NACA2412-120
	수평꼬리날개 형상	Conventional
	수평꼬리날개 접힘	None
	수평꼬리날개 접힘 횟수	0
주 엔진	추진 시스템 구조	GasOnly
	주 엔진 종류	IC-AvgasTurbocharged
	주 엔질 발전기	FALSE
추가 비행 엔진	주 날개 송풍 통로	FALSE
	주 날개 순환 제어	FALSE
	수평 꼬리날개 순환 제어	FALSE
	분산 추진	FALSE
	추진 엔진 개수	0
	추진 엔진 종류	None
	추진 형상	Pusher
추가 차량 엔진	차량 엔진 개수	0
	차량 엔진 종류	None
추진	프로펠러 시스템	Propeller
	프로펠러 블레이드	3.00
동력 저장	동력 종류	Avgas
	보조/부스터 배터리	FALSE
	재생 터빈	FALSE
착륙 장치	착륙 장치 형상	Quad-Cycle
기타 장비	에어컨 및 방빙	FALSE
	비상 낙하산	FALSE
	도로주행형	TRUE

○ 구속조건 해석 시트

- 임무 시트와 개념 시트의의 구속조건과 공력자료 및 기타 자료를 이용하여 해석을 진행하여 익면 하중과 추력대중량비, 동력대중량비, 제동마력을 비교하여 PAV의 최적화 설계점을 구할 수 있음
- 항공기 사이징에서는 최적화된 추력대중량비(T/W)와 익면하중(W/S)의 값을 결정하는 것이 가장 핵심적인 부분이며, 이륙거리 / 상승률 / 순항속도 / 최대상승고도 상태의 추

력대 중량비는 항공기 성능에 직접적으로 영향을 줌

- 추력대중량비가 클수록 더 빠르게 가속, 상승하고 더 빨리 최대 속도에 도달하며 높은 선회율을 유지할 수 있으며 최대속도와 밀접한 관계를 가짐
- 다음 식을 이용하여 각 임무에 따라 추력대중량비를 구하며, 아래표는 항공기 종류별 추력대중량비를 나타냄

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{Ground\,Roll} = \frac{V_{LOF}^2}{2g \cdot S_G} + q \cdot C_D \tag{49}$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{Rate\,of\,Climb} = \frac{V_V}{V} + \frac{q}{(W/S)} C_{D\min} + \frac{k}{q} \cdot \left(\frac{W}{S}\right) \tag{50}$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{Cruise\,Speed} = qC_{D\min}\left(\frac{1}{W/S}\right) + k\left(\frac{1}{q}\right)\left(\frac{W}{S}\right) \tag{51}$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{Service\,Ceiling} = \frac{V_V}{\sqrt{\frac{2}{\rho}\left(\frac{W}{S}\right)\sqrt{\frac{k}{3 \cdot C_{D\min}}}}} + 4\sqrt{\frac{k \cdot C_{D\min}}{3}} \tag{52}$$

표 58 Typical T/W for Selected Classes of Aircraft [20]

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

- 익면하중(W/S)은 항공기 설계 과정에서 날개면적을 결정하며, 추력대중량비가 설계요구조건을 만족하는지 검토할 때 충분한 양력을 확보하기 위해 되도록 낮은 익면하중을 선정하는 것이 바람직함
- 다음 식을 이용하여 익면하중을 구하였으며, 아래표는 항공기 종류별 익면하중을 나타냄

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2}\rho V_{Stall}^2 C_{L_{\max}} \tag{53}$$

표 59 Wing Loading [21]

Historical trends	Typical takeoff W/S(lb/ft²)
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

- 동력대중량비(P/W)는 다음 식을 이용하여 구하였으며, 아래표는 항공기 종류별 동력대중량비를 나타냄

$$\left(\frac{P}{W}\right) = \frac{(T/W)V}{(550*\eta_p)} \tag{54}$$

표 60 Horsepower-to-weight ratio [21]

Aircraft type	Typical(hp/lb)	Typical power loading(lb/hp)
Powered sailplane	0.04	25
Homebuilt	0.08	12
General aviation - single engine	0.07	14
General aviation - twin engine	0.17	6
Agricultural	0.09	11
Twin turboprop	0.20	5
Flying boat	0.10	10

- 엔진 출력은 연소가 진행되는 동안 실린더 내부의 공기 및 연소율이 얼마나 효율적인지에 따라 달라지며 압력과 밀도는 피스톤 엔진의 효율에 영향을 미치는 기본적인 변수임. 또한, 고도에 따라 공기의 밀도도 변하기 때문에 고도도 고려해야할 사항임. 결국 엔진의 출력에 대한 고도의 영향을 고려하기 위해 일부 특수모델이 적용되어야 함. (55)식은 단순히 엔진 출력이 밀도 비율에 직접적으로 의존한다고 가정함

$$P = P_{SL}\left(\frac{\rho}{\rho_{SL}}\right) = P_{SL}\sigma \tag{55}$$

- (55)식과 다르게 (56)식은 Gagg & Ferrar 모델을 이용하여 고도에 따라 보다 정확히 제동마력을 구할 수 있음.

$$P = P_{SL}(\sigma - \frac{(1-\sigma)}{7.55}) = P_{SL}(1.132\sigma - 0.132) = P_{SL}\frac{(\sigma - 0.117)}{0.883} \quad (56)$$

2-1-③ 대안 개념 및 기준 형상

○ 개요

- 설계 요구조건에 기초하여, 대화형 형상변화 대안 매트릭스(Interactive Reconfigurable Matrix of Alternatives)는 유망한 개념을 생성하도록 채워짐
- 여러 개의 다른 개념에 대해 정량적인 평가가 이루어짐. 예를 들어 날개와 꼬리날개 배열이 다른 3개의 형상들에 대해 수직 꼬리날개, 착륙 장치, 날개 익단 형상, 고양력 장치, 프로펠러 및 덕트 팬 등 추진 시스템, 추진 시스템의 개수, 에너지 저장장치 등 세부계통으로 나누어 정량적인 평가를 수행함

○ 대안 개념(Matrix of Alternative)

- PAV는 운용방식에 따라 단일모드(single mode)와 이중 모드(dual mode)로 구분할 수 있으며, 이착륙 방식에 따라 CTOL(Conventional Take-Off and Landing)/STOL(Short Take-Off and Landing)과 SSTOL(Super Short Take-Off and Landing)/ESTOL(Extremely Short Take-Off and Landing)/VTOL(Vertical Take-Off and Landing)로 구분됨(아래 표)

표 61 운용 방식에 따른 PAV의 분류

Mode	운행개념	개발모델(예)
단일모드 (Single Mode)	일반 항공기와 같은 방법의 비행모드로만 운행	
이중모드 (Dural Mode)	지상에서 자동차 모드로 운행하고 공중에서는 비행 모드로 운행	

표 62 이착륙 방식에 따른 PAV의 분류

이착륙방식	운행개념	개발 모델(예)
CTOL/STOL	고정익 항공기와 유사한 형태로 활주로를 이용하여 이착륙	
SSTOL/ESTOL/VTOL	회전익/벡터추진을 이용하여 운행하는 수직이착륙 방식	

- 표 61 은 운용방식에 따른 PAV의 분류이고, 표 62 은 이착륙방식에 따른 분류를 보여 주고 있음.
- 도로주행형(Roadable) PAV는 해외에서 연구개발된 고정익 개념으로 Terrafugia Transition과 Aeromobil 4.0, 오토 자이로 개념의 PAL-V가 가장 상업화에 근접함

- Terrafugia Transition

• Transition은 미국 연방 항공국(FAA)의 경량항공기(LSA: Light Sport Aircraft) 범주의 인증을 토대로 설계하였고 PAV 최초로 상업화하였으나 판매부진으로 최근 중국회사에 인수됨



그림 189. Terrafugia Transition

출처 : https://www.terrafugia.com/the-transition/

- Aeromobil 4.0

• Aeromobil 3.0은 날개를 뒤로 접는 형상으로 도로주행 시 안정성을 확보하고 시험비행에 성공하였고 3.0에 이어서 4.0 개발을 완료함



그림 190. Aeromobil 4.0

출처 : https://www.aeromobil.com/

- PAL-V

• 네덜란드의 PAL-V사에서는 PALV(Personal Air Land Vehicle)라는 3륜 자이로콥터를 개발. HEPC (Human Error Proactive Counteraction) 방법론을 도입하여 자이로콥터에 대해 알려진 대부분의 오류를 해결. 프로토타입 모델은 2012년에 테스트되었으며, 첫 운항은 2018년을 예상



그림 191. PAL-V 형상(주행모드 / 비행모드)

출처 : https://www.pal-v.com/

- Samson Motorworks
  - 날아다니는 스포츠카로 2018년 4월 시판예정. 스위치블레이드(Switchblade)라는 이름의 플라잉카는 바퀴가 3개(앞바퀴1개, 뒷바퀴2개)인 2인승 삼륜차로 45kg의 수하물(골프 클럽 등 큰 수하물)을 실을 수 있고 차량모드에서도 200km/h의 속도를 냄



그림 192. Samson Motors사 도로주행형 PAV 비행모드



그림 193. Samson Motors사 도로주행형 PAV 도로주행모드

출처 : https://www.samsonsky.com/

- 현재까지 개발된 도로주행형 PAV 중 상용화가 가능한 PAV는 위와 같이 Terrafugia사의 Transition, Aeromobil사의 Aeromobil 4.0, PAL_V사의 PAL_V, Samson Motors의 Switchblade까지 4 종류 정도임
- 4 종류 도로주행형 PAV에서 Transition과 Aeromobil 4.0의 경우는 바퀴가 4개이며, PAL-V와 Switchblade는 바퀴가 3개이기 때문에 안정성에 차이가 있을 수 있지만 PAL-V는 후방에 있는 2개의 바퀴 연결부를 자체 개발하여 안정성을 높임
- 또한, Samson motorworks의 Switchblade는 날개를 동체 내부에 보관함으로 도로주행을 하면서 외부 이물질 파편(FOD; Foreign Object Debris)으로 인한 날개의 손상이 가장 적을 것

으로 예상되는 도로주행형 PAV임

○ 도로주행형 PAV형상 설계

- 도로주행형 PAV 설계 시 FAR PART 23 인증기준의 내용, 국내 도로교통법과 도로주행형 PAV 설계 요구조건을 반영하여 개발된 도로주행형 사이징 프로그램을 사용하여 기본 형상을 설계

표 63 PAV Baseline Configuration

PAV Baseline Configuration	
PAV 재질	Composite
날개 익형	FX 63-137
뒷전 양력발생 장치	Single Slotted Flap
날개 접힘	Folding-Rotating
추진 시스템	Gasoline
주 엔진	IC-Avgas
프로펠러 시스템	Propeller
프로펠러 블레이드 갯수	3
동체 길이 / 너비 / 높이	18 ft / 6 ft / 5 ft
주 날개 가로세로 비	7.6

- 도로주행형 PAV 설계 시 FAR PART 23 인증기준의 내용, 국내 도로교통법과 도로주행형 PAV 설계 요구조건을 반영하여 개발된 도로주행형 사이징 프로그램을 사용하여 기본 형상을 설계

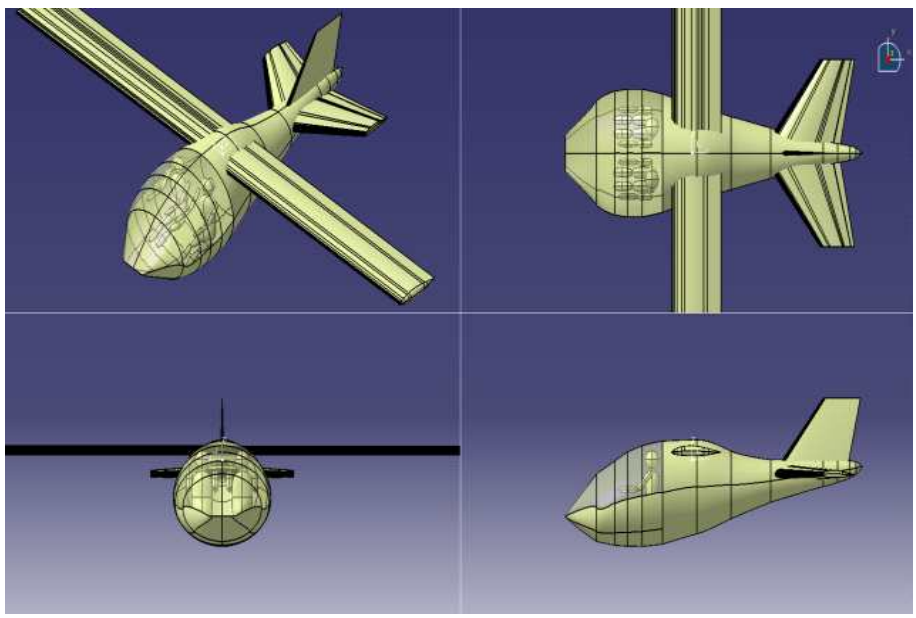


그림 194. PAV 형상 (비행모드)

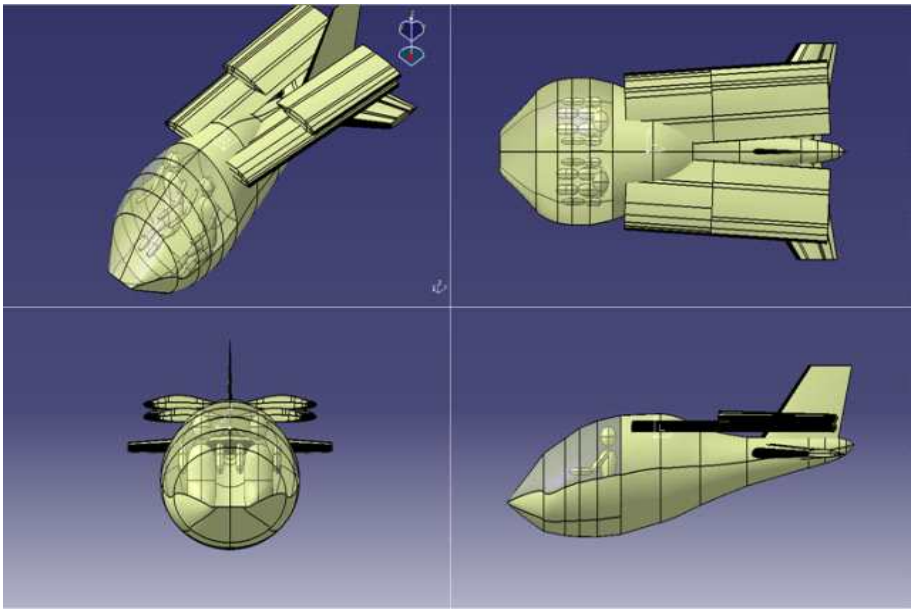


그림 195. PAV 형상 (주행모드 / Aeromobil 3.0과 유사한 접이구조)

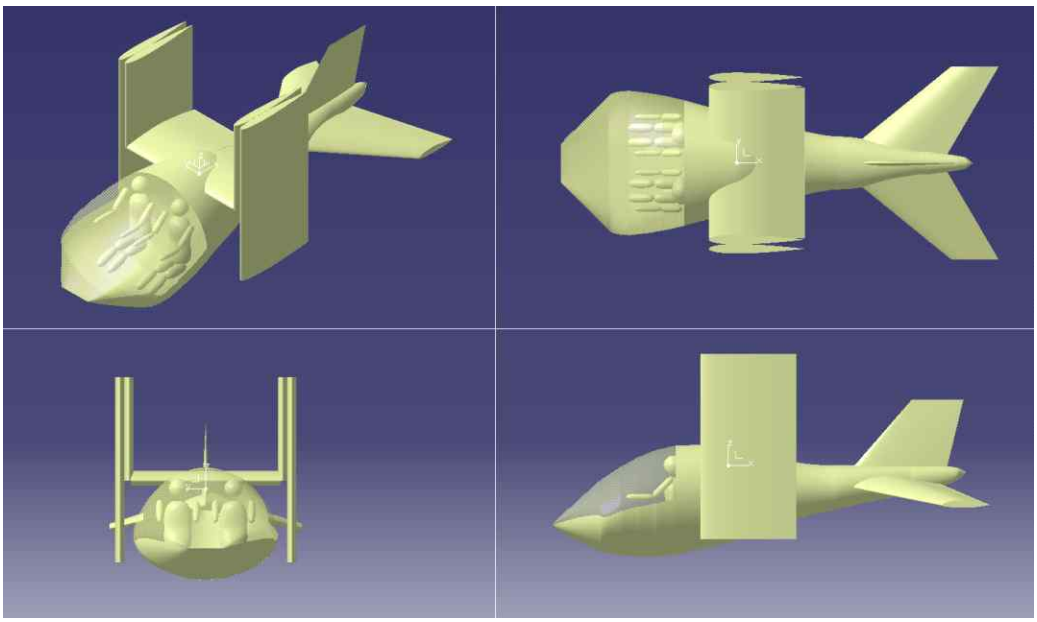


그림 196. PAV 형상 (주행모드 / Terrafugia Transition과 유사한 접이구조)

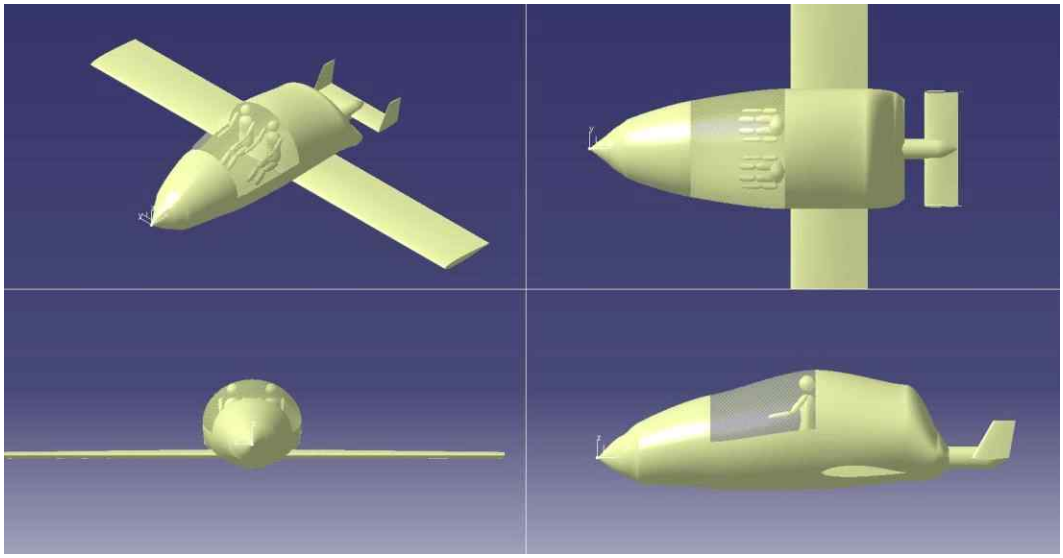


그림 197. PAV 형상(주행모드 / Switchblade와 유사한 접이구조)

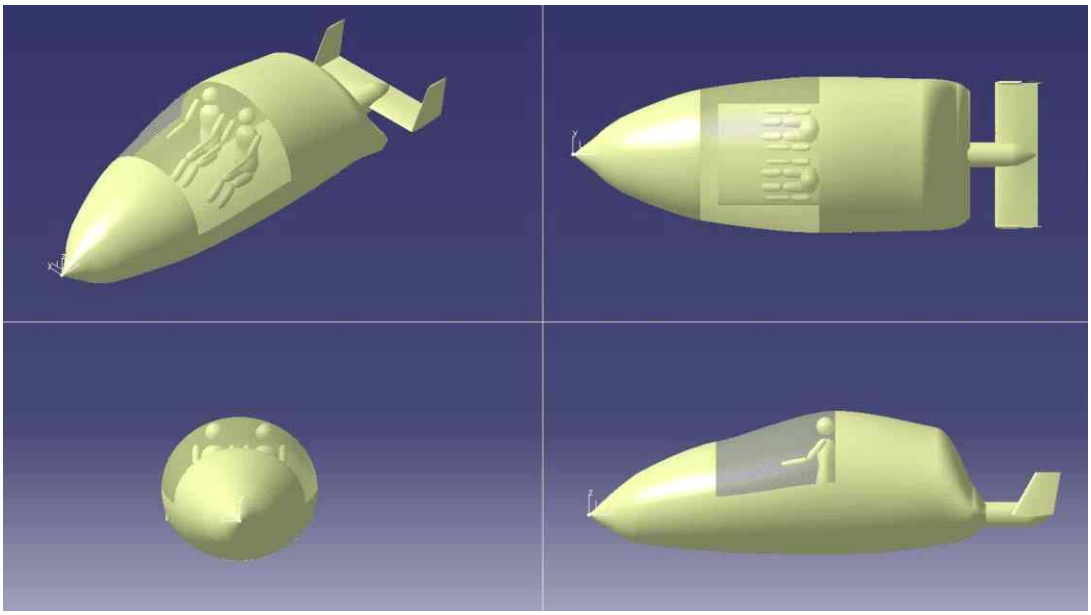


그림 198. PAV 형상(비행모드 / Switchblade와 유사한 접이구조)

2-2-① 추진 시스템 선택 및 사이징 결과 평가

○ 개요

- PAV 성능 및 설계 요구조건을 충족할 수 있는지를 결정하는 핵심 요소 중 하나가 추진 시스템의 선택임. 사이징 및 통합 도구를 사용하여 다양한 추진시스템의 종류를 선택할 수 있음. 1차년도에 개발한 PAV 사이징 프로그램은 대부분의 민간 항공기에서 사용하는 항공유(AVGAS) 내연기관 뿐만 아니라, 디젤엔진, 가솔린엔진, 소형터빈 엔진 등의 내연기관도 사이징이 가능하도록 설계되어 있음, 또 미래에 쓰일 가능성이 높은 전기모터, 전기와 내연기관의 하이브리드 시스템도 설계가 가능하도록 개발되어 있음

○ 구속조건 변경에 따른 사이징 결과

- 도로주행형 PAV 사이징을 위해 대표적인 도로주행형 PAV인 Aeromobil 3.0형상을 모티브로 하여 설계하였으며, 사이징 프로그램을 사용하여 설계 비교분석 수행
- 기본 임무형상을 설정하는 과정에서 기존의 Aeromobil 3.0과 Transition의 성능 데이터와 국내에서 운용 가능한 도로주행형 PAV의 설계를 위해 국내의 지리적 환경을 고려하여 기본 설계요구조건을 정리

표 64 기본 임무형상

주행 속도	50	mph
주행 거리	50	miles
비행 거리	300	nm
최대 속도	107	kt
순항 속도	90	kt
순항 고도	8,000	ft
우회 거리	50	nm
승객	1	pax
수하물	50	lb
이륙 거리	1,000	ft
이륙 거리	0	ft
상승률	800	fpm
상승 시작 고도	0	ft
실속 속도	52	kt
최대 상승 고도	10,000	ft

- 기본 임무형상을 가솔린엔진과 디젤엔진의 사용에 따른 사이징 결과는 다음과 같음
- 기본 임무형상에 대하여 가솔린 엔진과 디젤 엔진 사용 시 전체적인 사이징에서 추력대중량비, 익면하중, 동력대중량비에서는 차이가 없지만 가솔린 엔진이 디젤엔진보다 무게가 가벼우며 연료효율이 낮아 사이징 결과에서도 가솔린 엔진 PAV가 중량은 가볍지만 연료 효율이 낮은 결과를 나타내고 있음

표 65 엔진 종류에 따른 사이징 결과

	Gasoline	Diesel
이륙총중량 (lb)	2124	2272
주 날개 면적 (ft^2)	101	108
주 날개 길이 (ft)	28	29
추력대중량비	0.26	0.26
익면 하중 (lb/ft^2)	21	21
동력대중량비 (hp/lb)	0.07	0.07
엔진 제동 마력 (bhp)	157	169
연료 효율 (mpg)	13.16	13.98

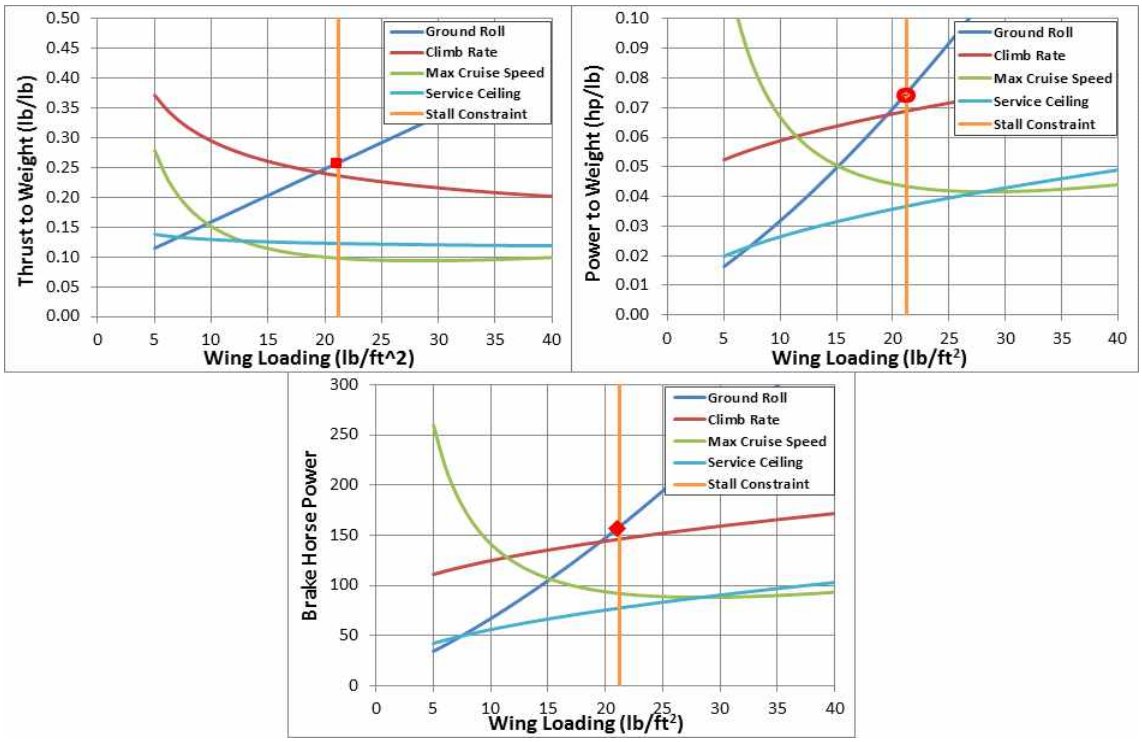


그림 199. 기본 임무형상에 대한 가솔린 엔진 사이징

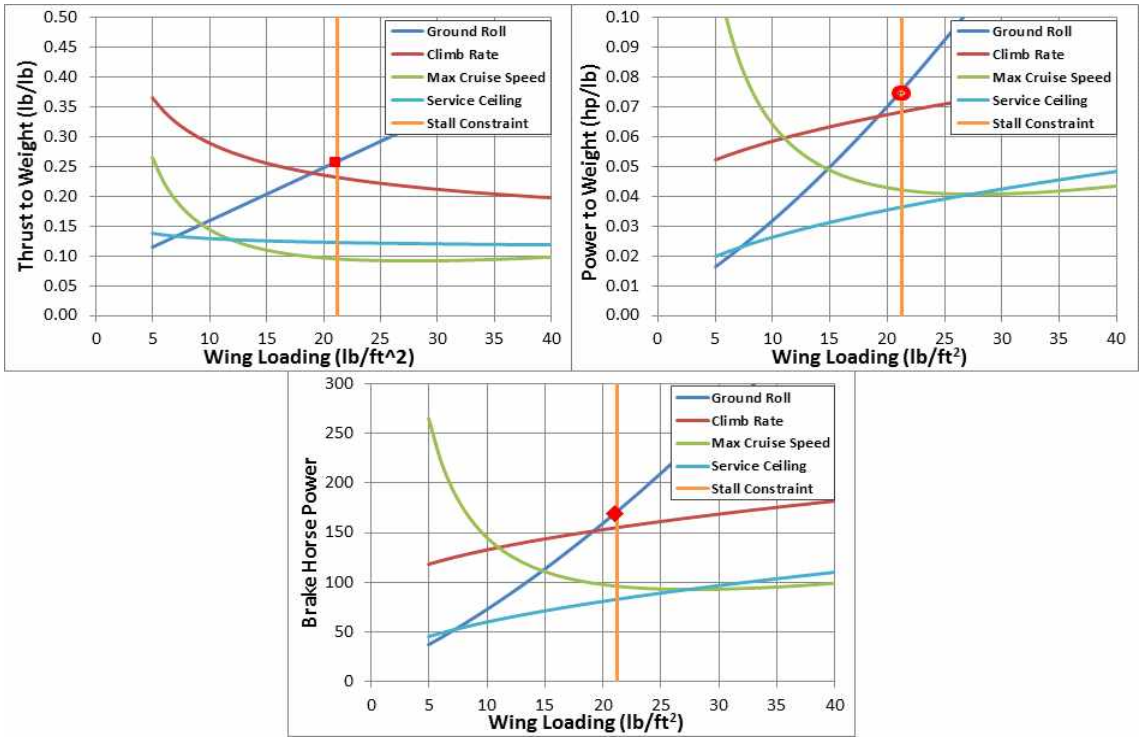


그림 200. 기본 임무형상에 대한 디젤 엔진 사이징

- 기본 임무형상에서 비행거리, 상승률 및 이륙활주거리를 아래표와 같이 변경을 하면서 그에 따라 사이징에 어떤 영향을 미치는지를 분석

표 66 비행거리, 상승률, 이륙거리 Case

	case 1	case 2	case 3	case 4	case 5	case 6	case 7	case 8
비행거리 (nm)	400	200	400	400	400	200	200	200
상승률 (fpm)	1,300	1,300	300	1,300	300	1,300	300	300
이륙 거리 (ft)	1,600	1,600	1,600	400	400	400	1,600	400

표 67 비행거리, 상승률, 이륙거리 Case에 따른 사이징

	case 1	case 2	case 3	case 4	case 5	case 6	case 7	case 8
이륙총중량 (lb)	2,304	2,145	2,070	3,053	3,085	2,810	1,930	2,783
주 날개 면적 (ft^2)	110	102	99	142	144	132	92	130
주 날개 길이 (ft)	29	28	27	33	33	32	26	31
추력대중량비	0.31	0.32	0.19	0.54	0.53	0.54	0.19	0.54
익면 하중 (lb/ft^2)	21	21	21	21	21	21	21	21
동력대중량비 (hp/lb)	0.09	0.09	0.05	0.18	0.18	0.18	0.05	0.18
엔진 제동마력 (bhp)	206	194	107	526	536	484	100	475
연료 효율 (mpg)	13.77	11.07	14.62	11.19	11.11	8.97	11.84	9.03

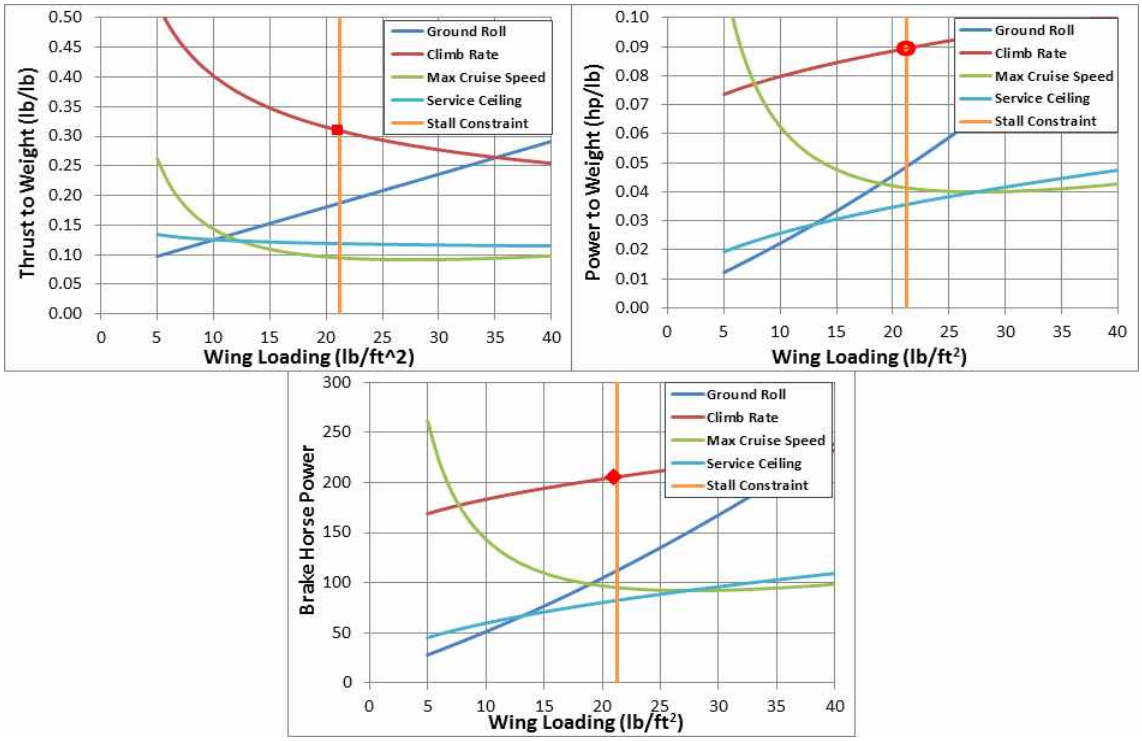


그림 201. 비행거리, 상승률, 이륙거리 변화에 따른 case 1 사이징

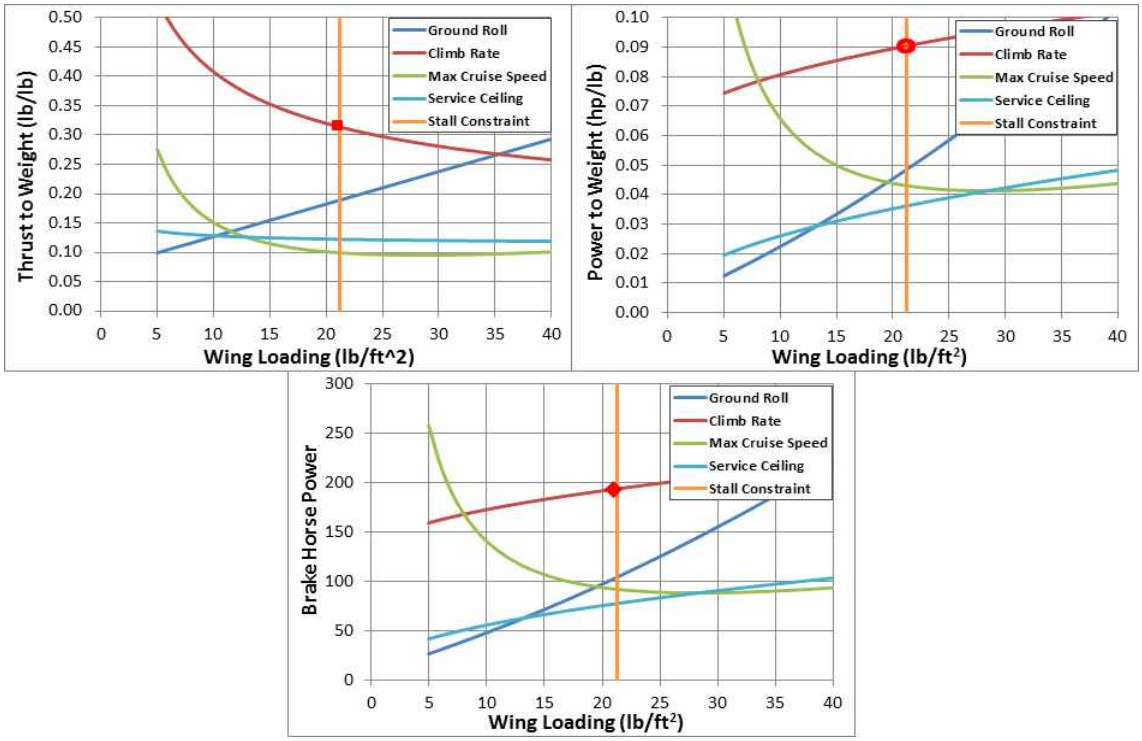


그림 202. 비행거리, 상승률, 이륙거리 변화에 따른 case 2 사이징

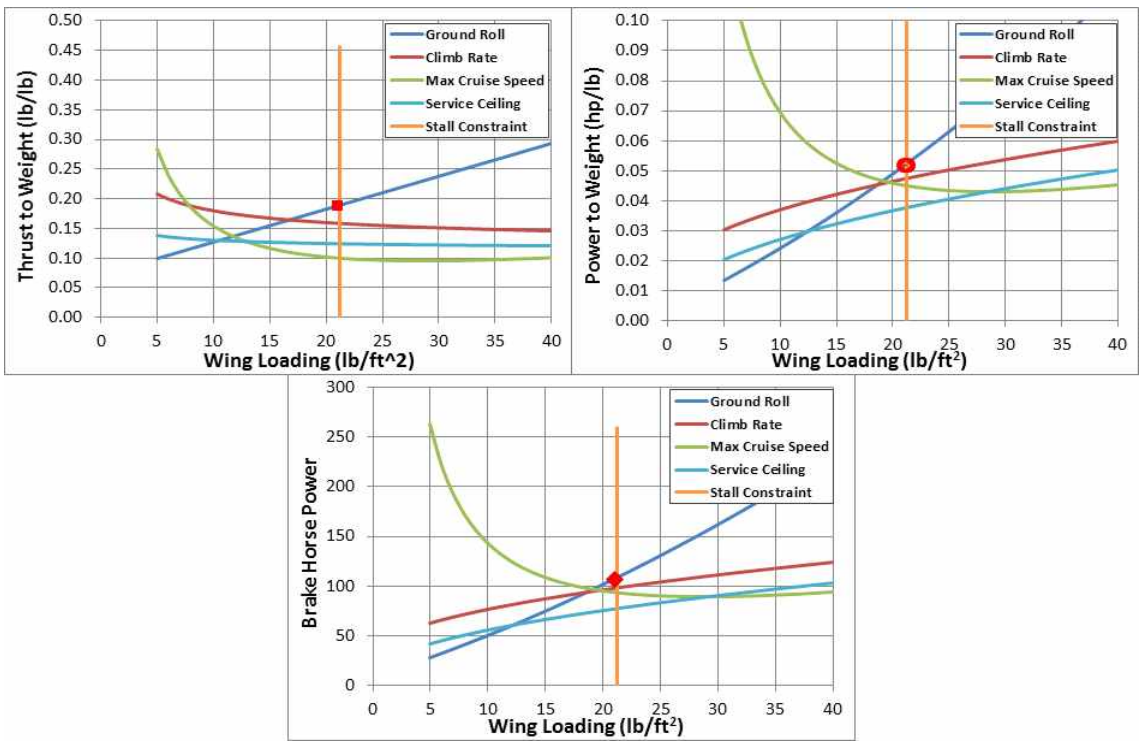


그림 203. 비행거리, 상승률, 이륙거리 변화에 따른 case 3 사이징

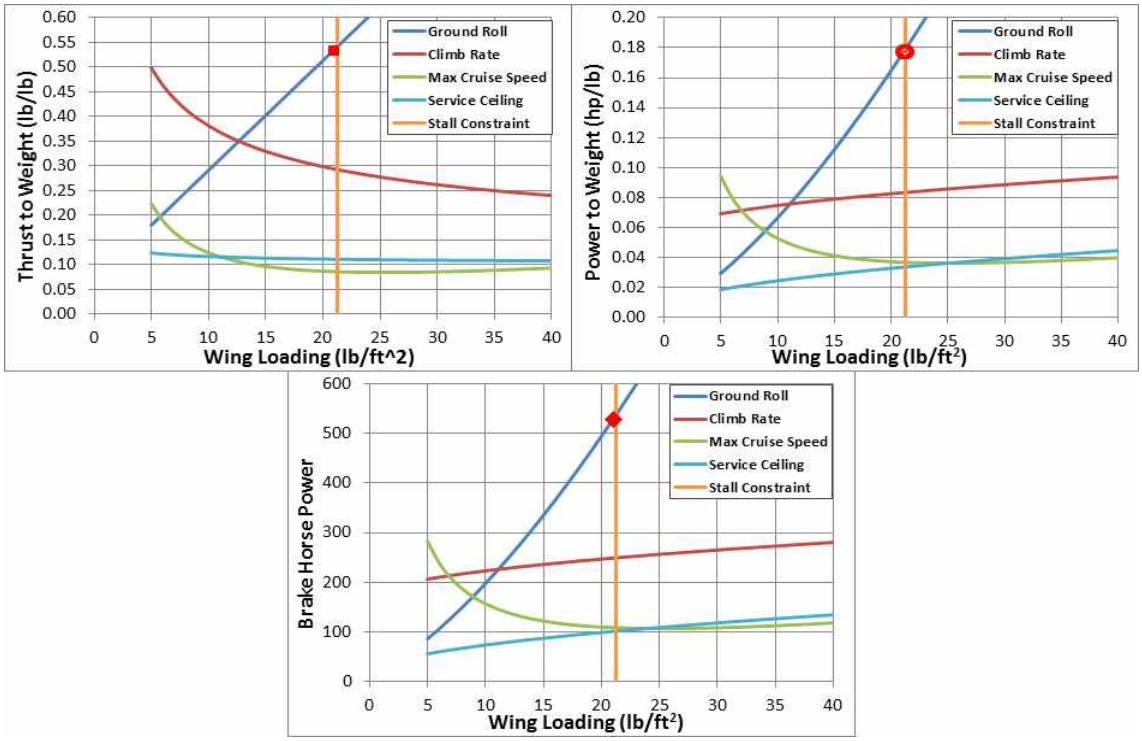


그림 204. 비행거리, 상승률, 이륙거리 변화에 따른 case 4 사이징

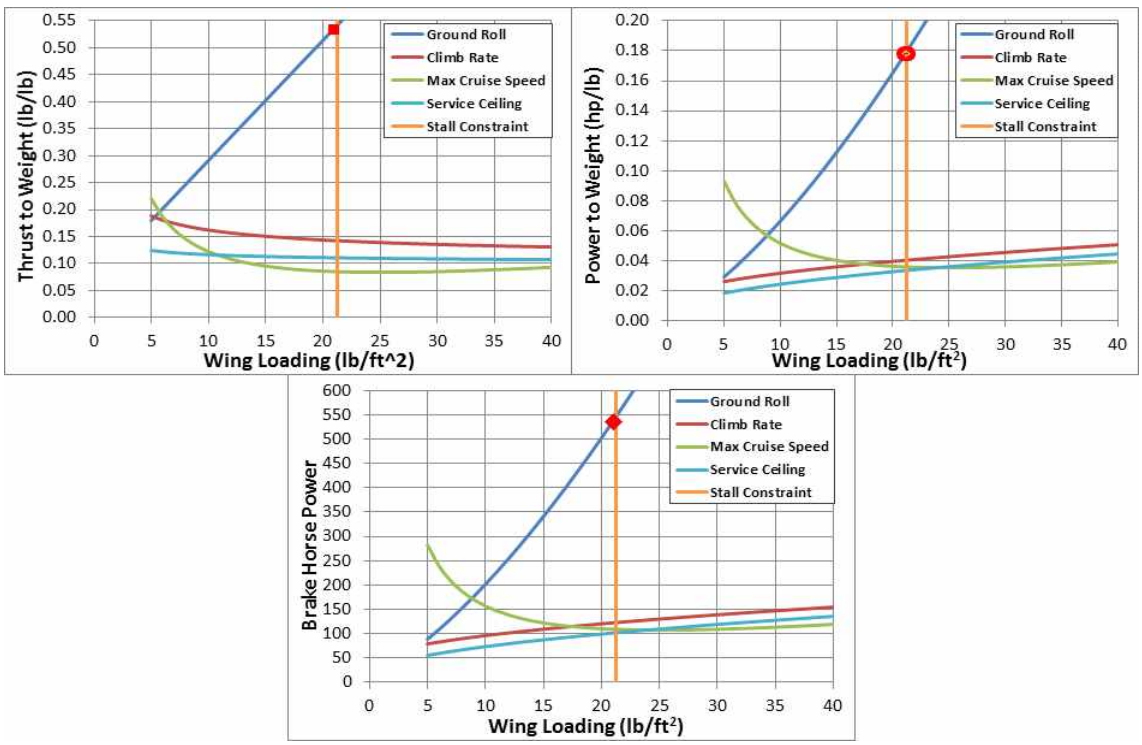


그림 205. 비행거리, 상승률, 이륙거리 변화에 따른 case 5 사이징

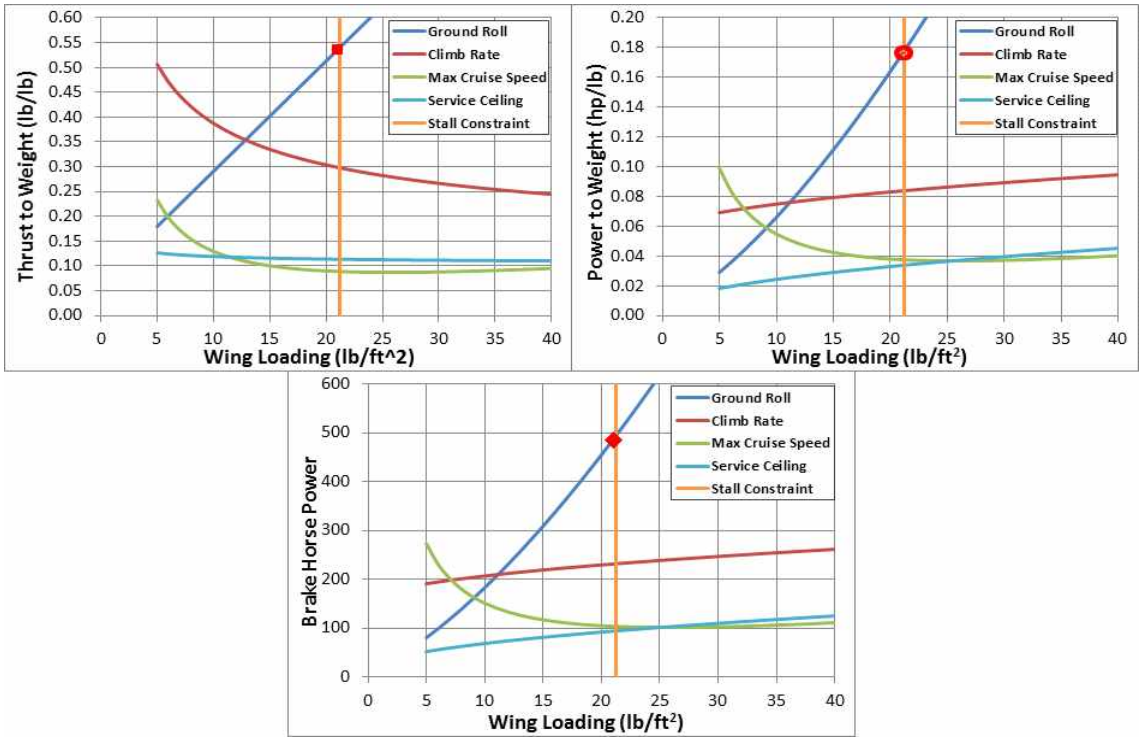


그림 206. 비행거리, 상승률, 이륙거리 변화에 따른 case 6 사이징

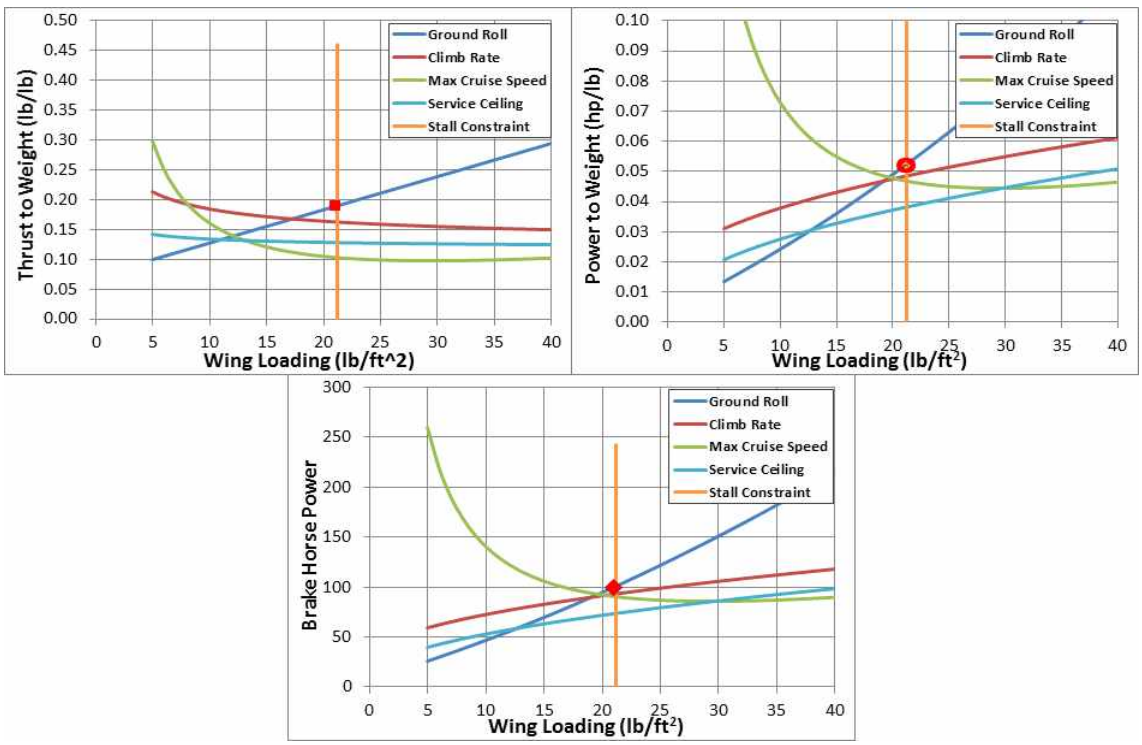


그림 207. 비행거리, 상승률, 이륙거리 변화에 따른 case 7 사이징

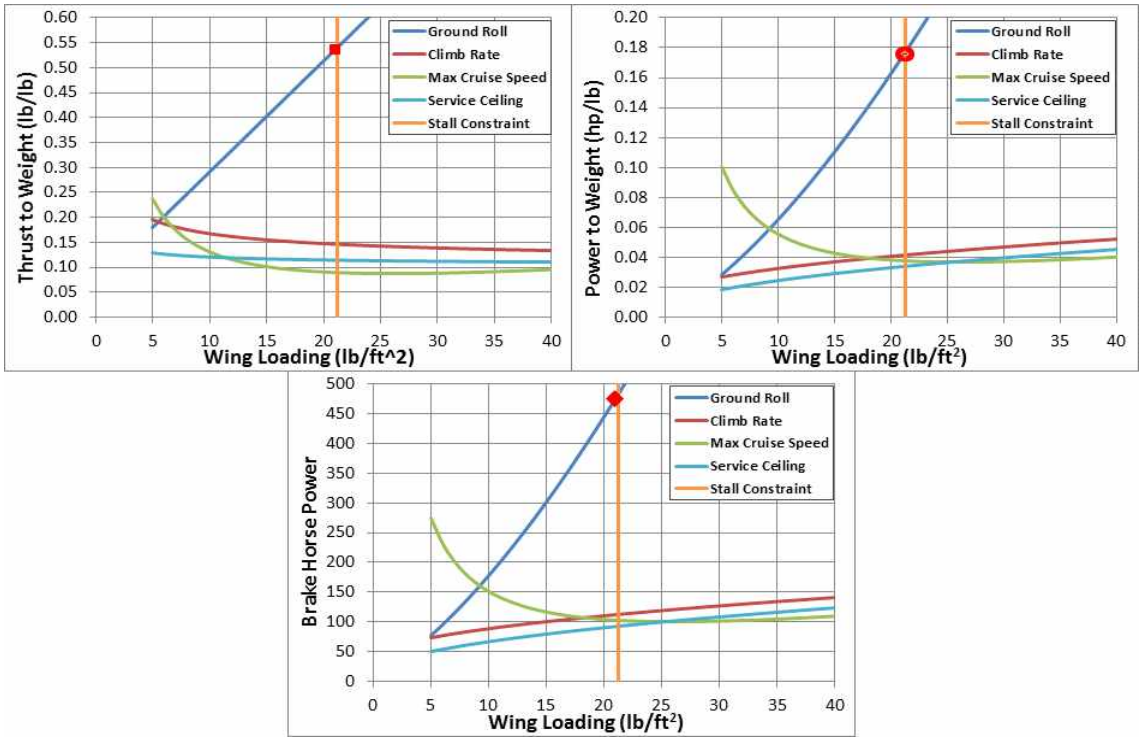


그림 208. 비행거리, 상승률, 이륙거리 변화에 따른 case 8 사이징

- 상승률과 지상활주거리가 사이징에서 큰 영향을 미치는 설계변수임을 알 수 있다. 더 빠른 상승과 짧은 활주거리를 통해 이륙을 위해서는 큰 추진력이 필요하게 되며, 그에 따라 성능 좋은 엔진이 필요하고 결국 PAV의 중량뿐만 아니라 날개면적까지 증가하게 된다. 또한, 비행거리에 의해서 연료효율이 영향을 받는 것을 알 수 있다.
- 설계변수 중 앞에서 사용한 순항거리, 이륙활주거리, 상승률을 제외한 실속 속도, 운용 상승한계, 순항고도를 아래표와 같이 변경을 하면서 그에 따라 사이징에 어떤 영향을 미치는지 분석

표 68 실속 속도, 최대 상승 고도, 순항고도 Case

	case 1	case 2	case 3	case 4	case 5	case 6
실속 속도 (kt)	60	45	60	60	45	45
최대 상승 고도 (ft)	12,000	12,000	12,000	8,000	12,000	8,000
순항 고도 (ft)	10,000	10,000	6,000	6,000	6,000	6,000

표 69 실속 속도, 최대 상승 고도, 순항고도 Case에 따른 사이징

	case 1	case 2	case 3	case 4	case 5	case 6
이륙총중량 (lb)	2,223	2,235	2,211	2,214	2,254	2254
주 날개 면적 (ft^2)	79	149	79	79	150	150
주 날개 길이 (ft)	25	34	24	24	34	34
추력대중량비	0.32	0.24	0.32	0.32	0.23	0.23
익면 하중 (lb/ft^2)	28	15	28	28	15	15
동력대중량비 (hp/lb)	0.10	0.07	0.10	0.10	0.07	0.07
엔진 제동마력 (bhp)	225	146	223	224	147	147
연료 효율 (mpg)	11.31	13.55	11.76	11.75	13.28	13.28

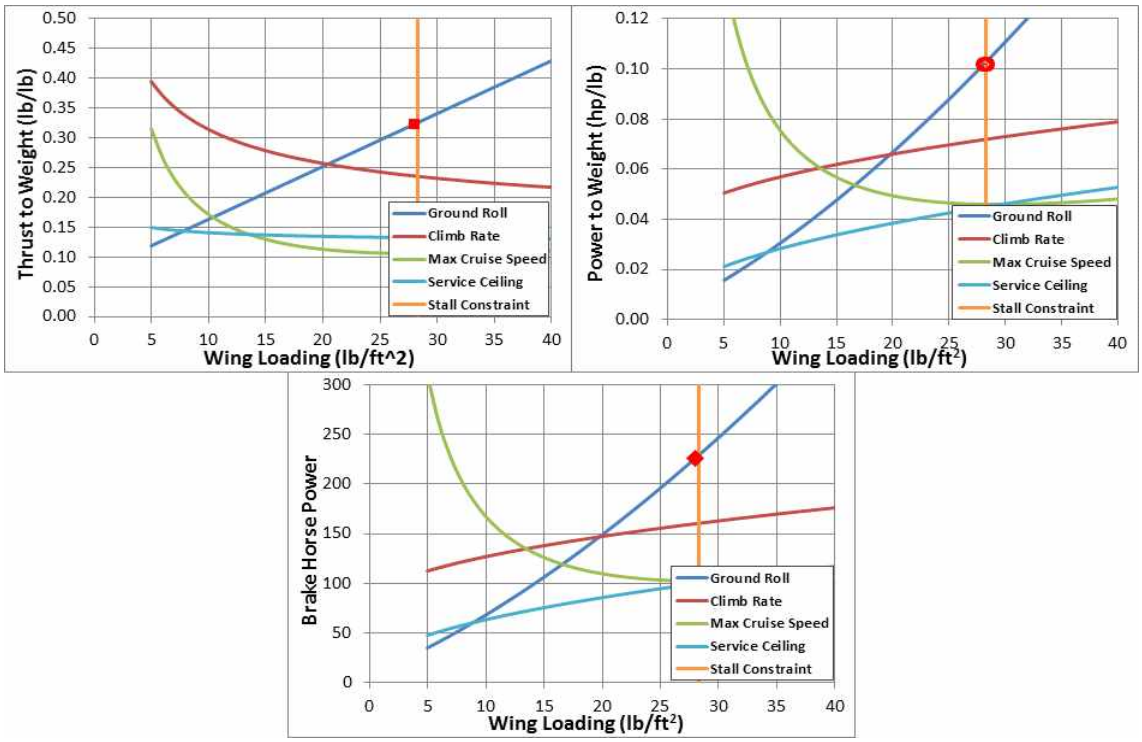


그림 209. 실속 속도, 최대 상승 고도, 순항고도 변화에 따른 case 1 사이징

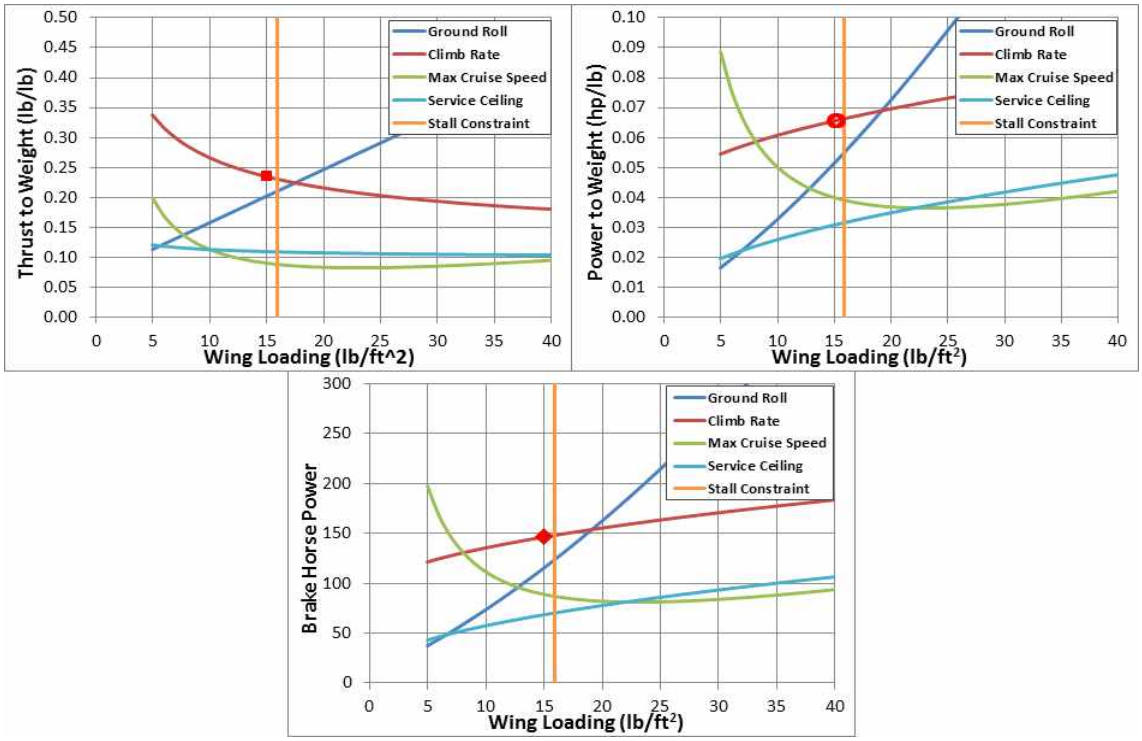


그림 210. 실속 속도, 최대 상승 고도, 순항고도 변화에 따른 case 2 사이징

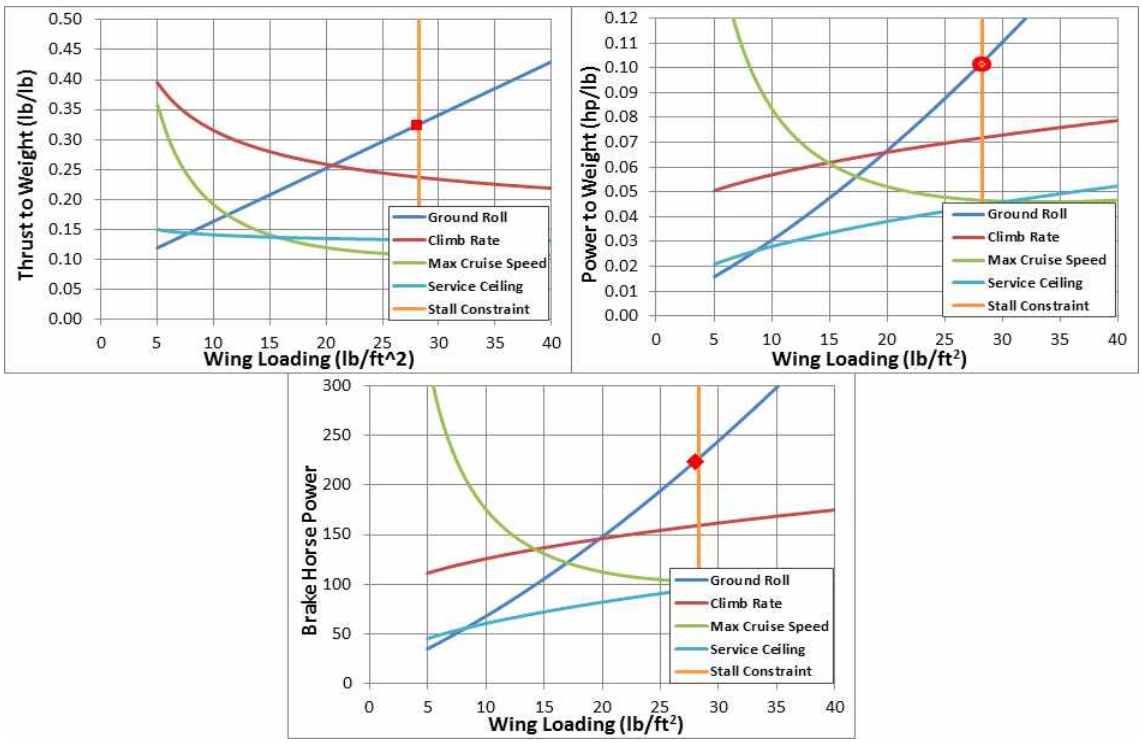


그림 211.. 실속 속도, 최대 상승 고도, 순항고도 변화에 따른 case 3 사이징

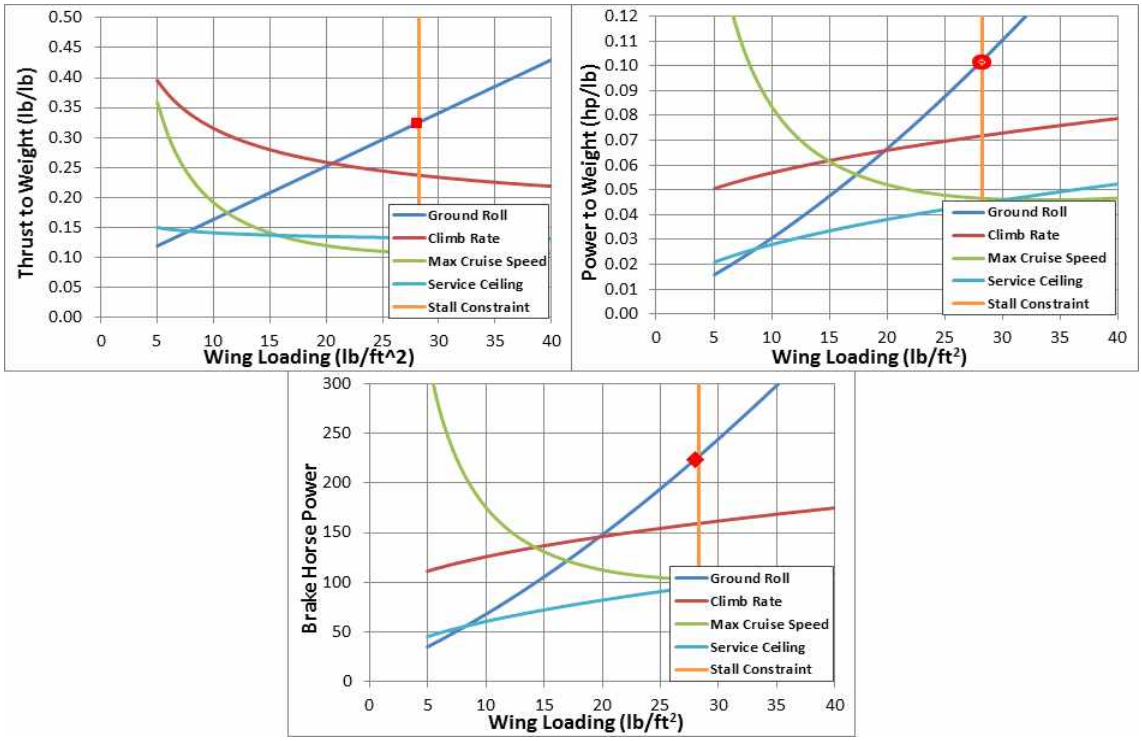


그림 212. 실속 속도, 최대 상승 고도, 순항고도 변화에 따른 case 4 사이징

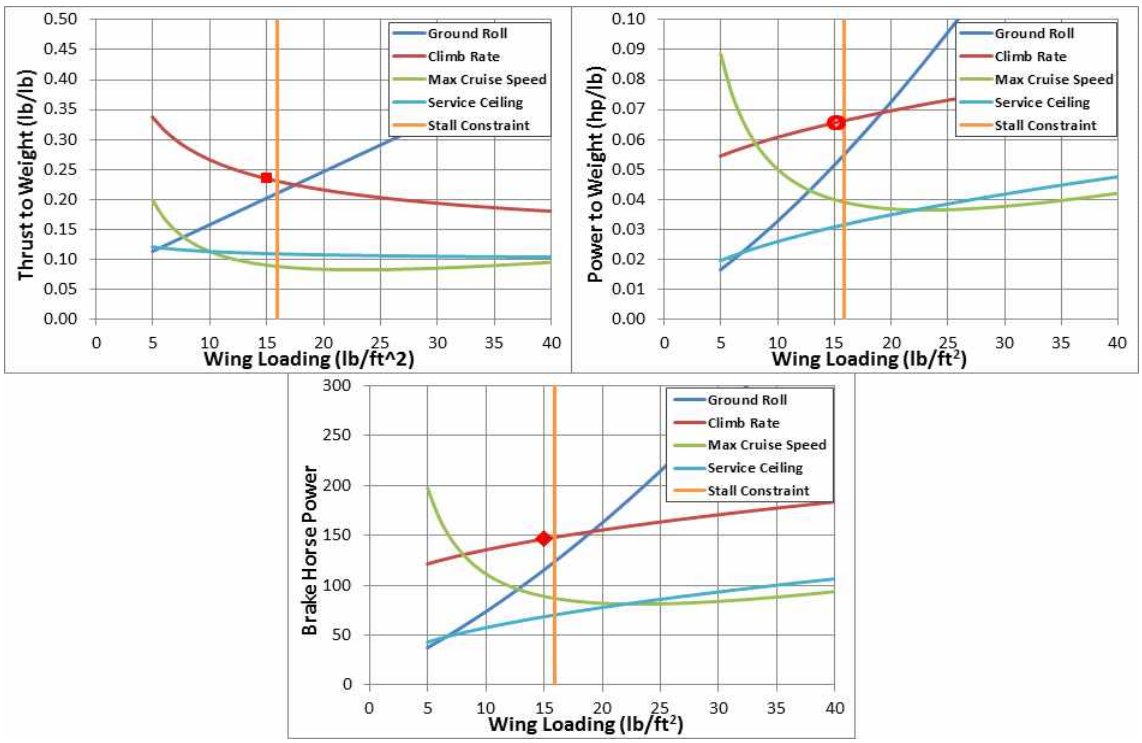


그림 213. 실속 속도, 최대 상승 고도, 순항고도 변화에 따른 case 5 사이징

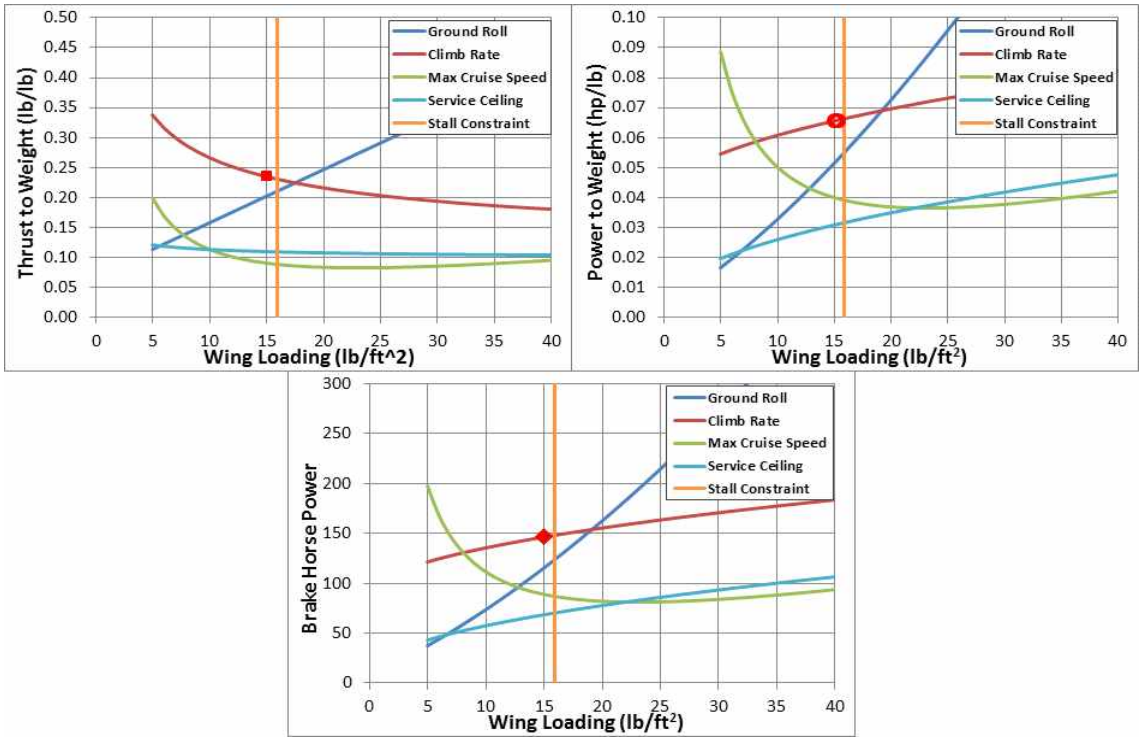


그림 214. 실속 속도, 최대 상승 고도, 순항고도 변화에 따른 case 6 사이징

- 사이징 결과에 상승한계와 순항고도는 큰 영향을 보이지 않지만 실속 속도의 변화는 사이징에 큰 영향을 주는 것을 알 수 있음
- 사이징 과정에서 실속 속도를 감소시키려면 익면하중이 작아지고 그에 따라 날개 면적이 커져서 전체 PAV의 중량이 증가
- 설계변수 중 최대속도 및 상승률, 순항거리를 아래표와 같이 변경을 하면서 그에 따라 사이징에 어떤 영향을 미치는지를 분석

표 70 최대 속도, 상승률, 비행거리 Case

	case 1	case 2	case 3	case 4	case 5	case 6	case 7	case 8
최대속도 (kt)	125	90	125	125	125	90	90	90
상승률 (fpm)	1,300	1,300	300	1,300	300	1,300	300	300
비행 거리 (nm)	400	400	400	200	200	200	400	200

표 71 최대 속도, 상승률, 비행거리 변화 Case에 따른 사이징

	case 1	case 2	case 3	case 4	case 5	case 6	case 7	case 8
이륙총중량 (lb)	2,321	2,299	2,209	2,161	2,050	2,142	2,201	2,045
주 날개 면적 (ft^2)	110	109	105	103	98	102	105	97
주 날개 길이 (ft)	29	29	28	28	27	28	28	27
추력대중량비	0.31	0.31	0.26	0.32	0.26	0.32	0.26	0.26
익면 하중 (lb/ft^2)	21	21	21	21	21	21	21	21
동력대중량비 (hp/lb)	0.09	0.09	0.07	0.09	0.07	0.09	0.07	0.07
엔진 제동마력 (bhp)	212	205	164	199	151	192	164	151
연료 효율 (mpg)	13.58	13.82	13.99	10.93	11.32	11.11	14.21	11.47

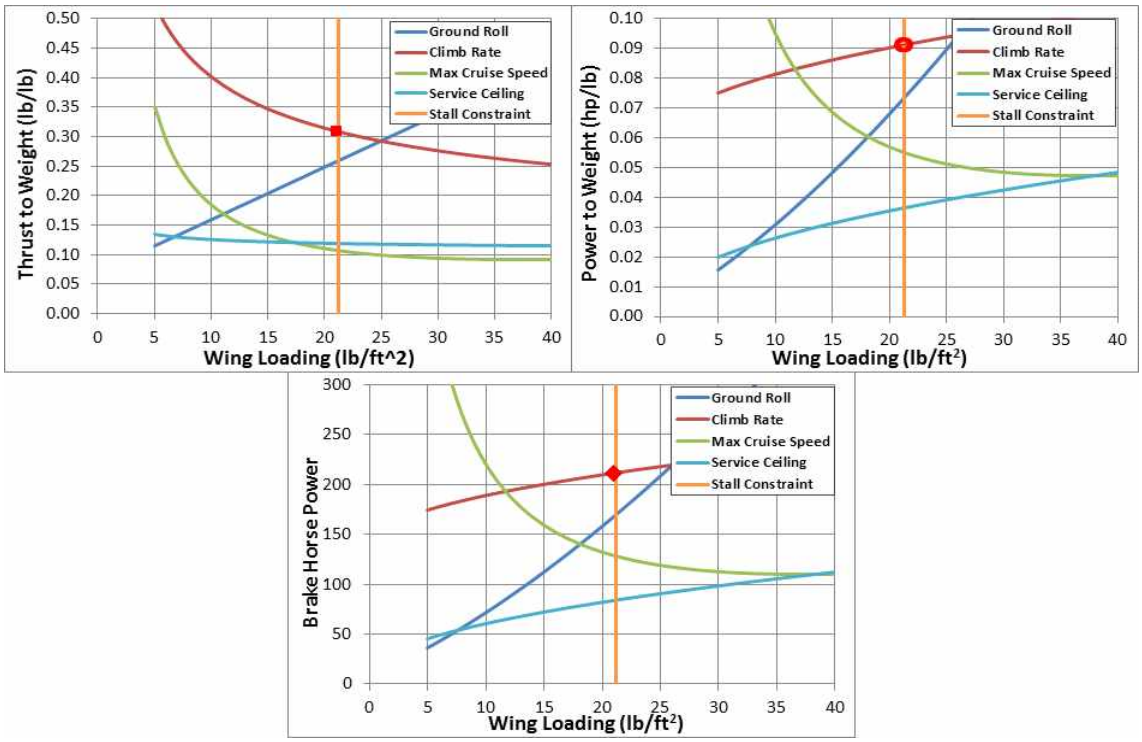


그림 215. 최대 속도, 상승률, 비행거리 변화에 따른 case 1 사이징

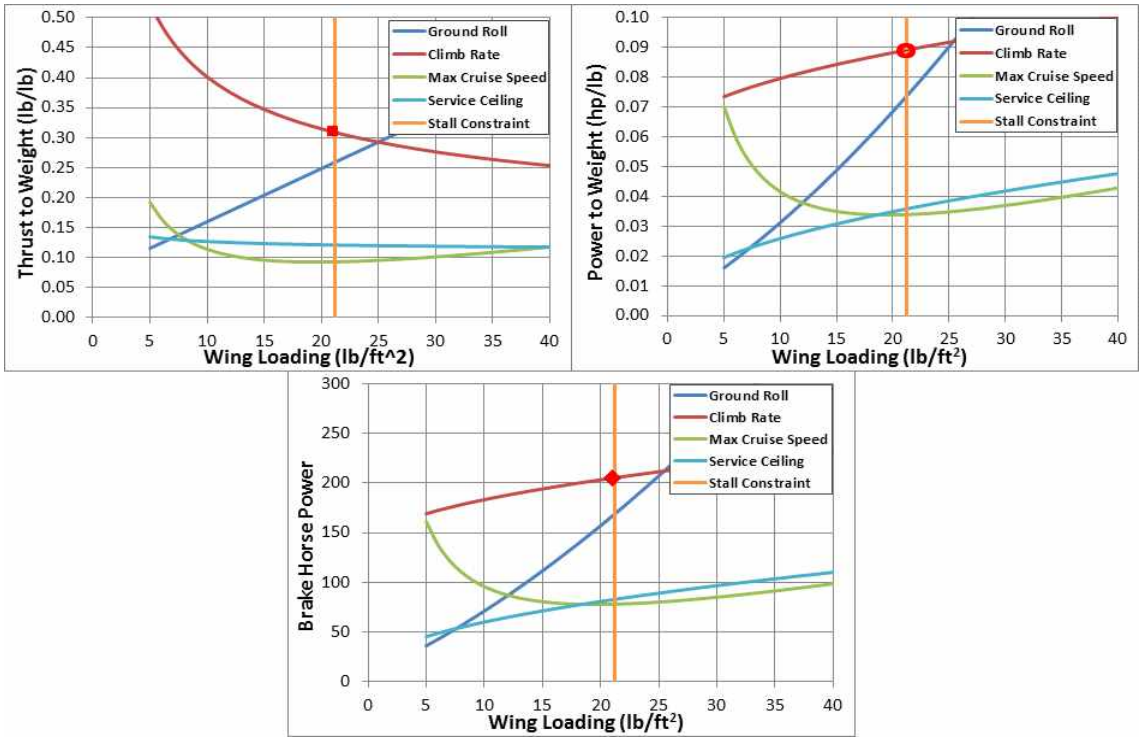


그림 216. 최대 속도, 상승률, 비행거리 변화에 따른 case 2 사이징

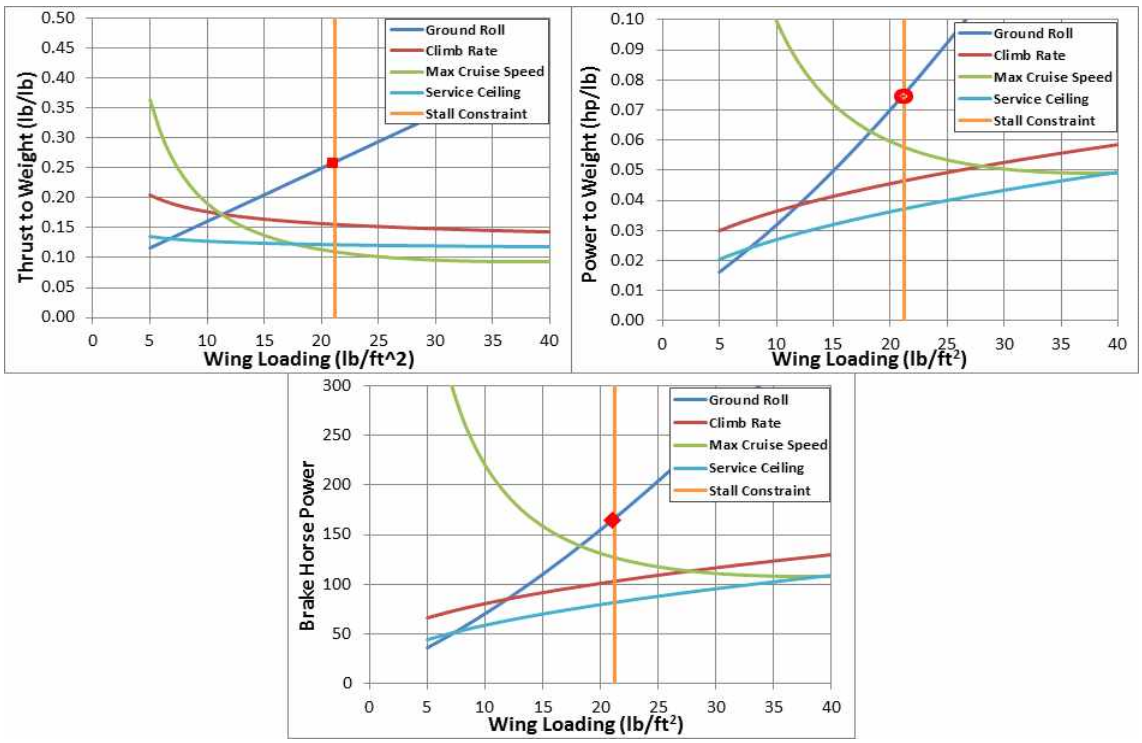


그림 217. 최대 속도, 상승률, 비행거리 변화에 따른 case 3 사이징

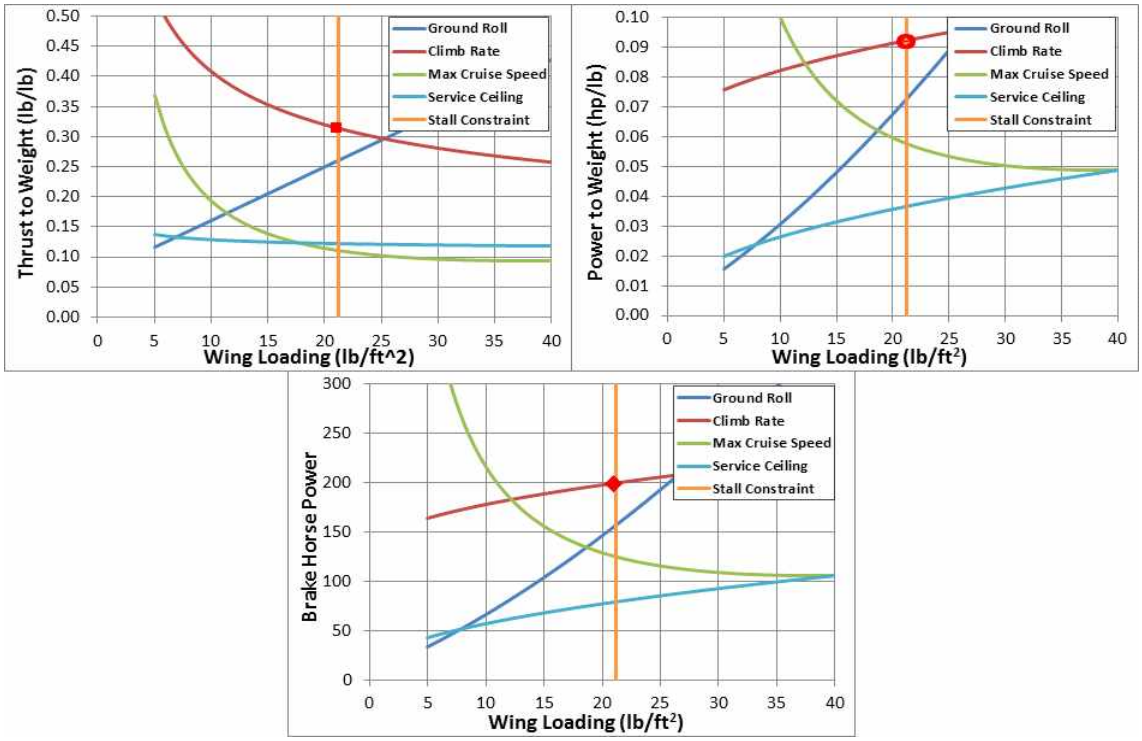


그림 218. 최대 속도, 상승률, 비행거리 변화에 따른 case 4 사이징

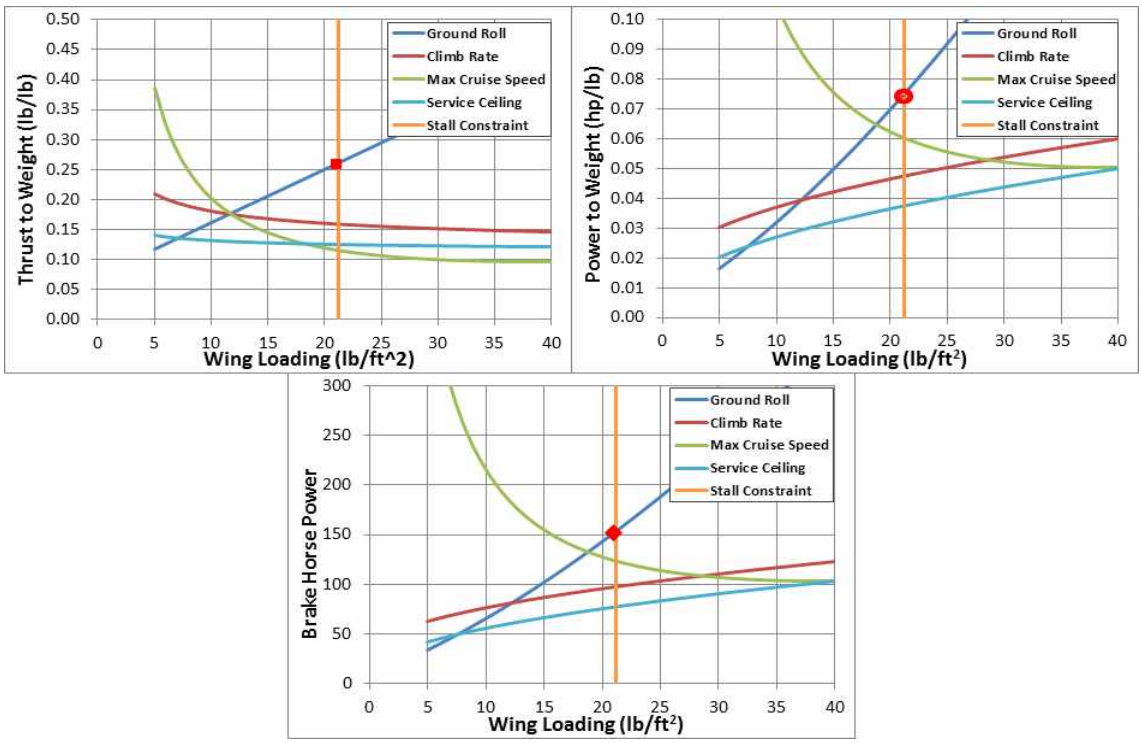


그림 219. 최대 속도, 상승률, 비행거리 변화에 따른 case 5 사이징

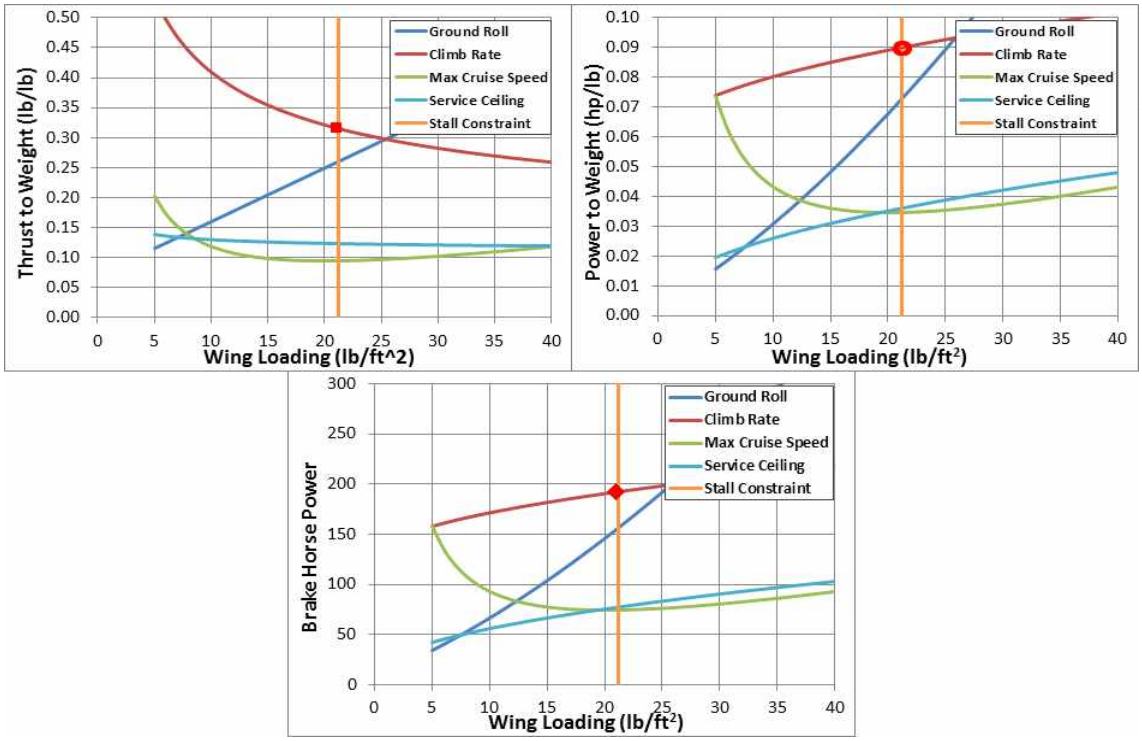


그림 220. 최대 속도, 상승률, 비행거리 변화에 따른 case 6 사이징

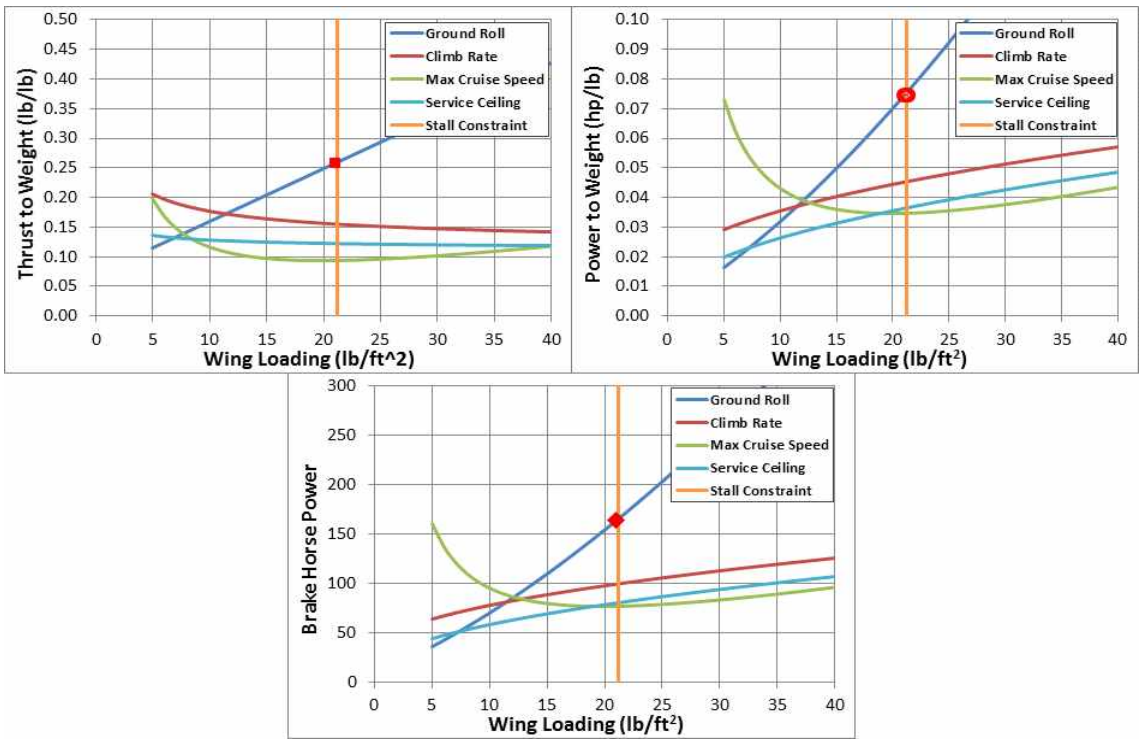


그림 221. 최대 속도, 상승률, 비행거리 변화에 따른 case 7 사이징

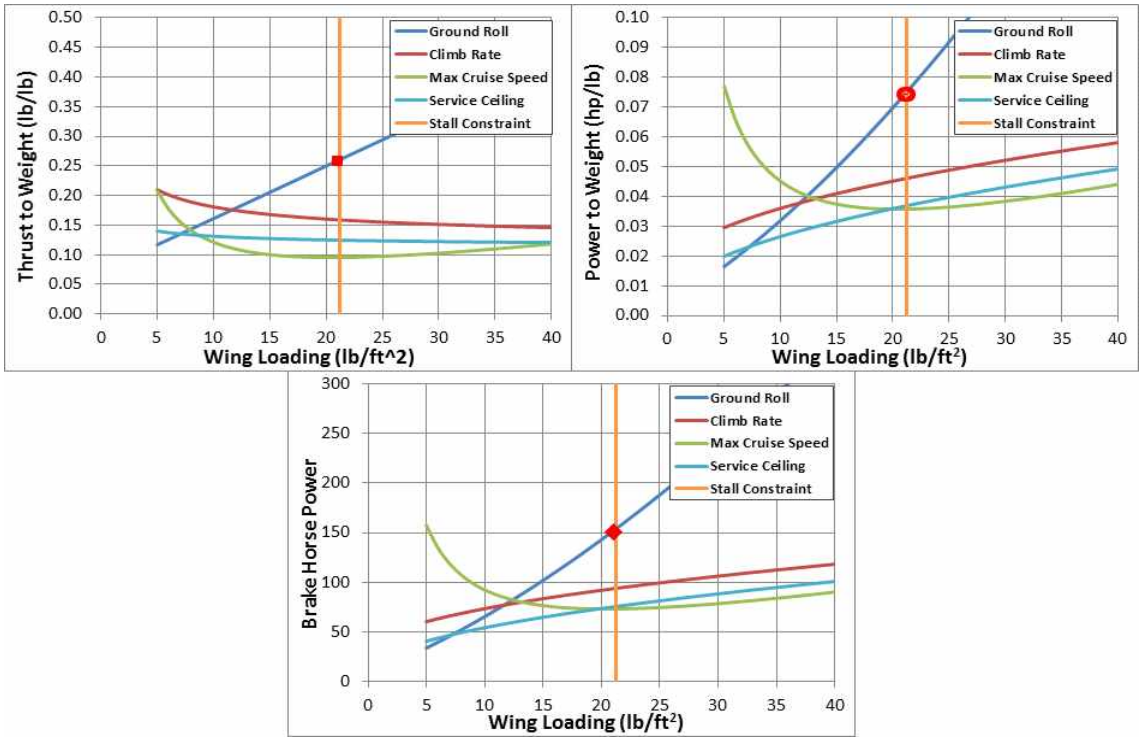


그림 222. 최대 속도, 상승률, 비행거리 변화에 따른 case 8 사이징

- 최대속도, 상승률, 비행거리 중에서 상승률이 사이징에 더 직접적인 영향을 주는 것을 알 수 있으며, 비행거리는 연료효율에 직접적인 영향을 줌
- 또한, 연료효율에 영향을 주는 추가적인 요인은 중량이며, 중량은 사이징 과정에서 결정이 되고 무거울수록 연료효율이 나빠지게 됨

○ DOE를 통한 사이징 및 분석

- 실험계획법(DOE, Design of Experiment)은 효율적인 실험 방법을 설계하고 결과를 분석하는 것을 목적으로 하는 통계학의 응용 분야임
- 실험계획법은 동시에 여러 변수들을 변경하여 그에 따라 결과에 어떻게 영향을 미치는지 파악을 할 수 있음
- 이전의 PAV 사이징 과정의 다양한 변수 중 take-off ground roll, cruise speed, rate of climb, stall speed, range, pax, cruise altitude의 변화가 타 설계변수에 비해 사이징 결과에 큰 영향을 미치는 것을 알 수 있었음
- 특히 DOE table을 만들기 위해 최대·최소값을 설정할 때 FAR PART 23 인증기준을 고려하였음
- 7가지의 변수들 중 stall speed는 61kt를 초과할 수 없으며, 승객은 조종사 포함 4명까지 가능하고 나머지 설계요구조건은 기존의 도로주행형 PAV의 성능을 기준으로 가정
- MATLAB의 lhsdesign함수를 이용하여 0과 1사이에 수를 임의로 350개의 케이스를 생성
- 또한, 7개의 변수들이 사이징에 미치는 변화를 자세히 알아보기 위해 각 변수에 적용되는 최소, 최대 범위와 350개의 케이스에 대한 임의의 수를 다음 식을 이용하여 실제 미션에 적용할 수 있는 케이스를 아래표와 같이 생성

$$Min + (Max - Min) * Random\ number \quad (57)$$

표 72 DOE Table

	이륙거리 (ft)	순항속도 (kt)	상승률 (fpm)	실속속도 (kt)	비행거리 (nm)	승객	순항고도 (ft)
MIN	300	65	500	45	150	1	6,000
MAX	1,200	160	2,000	60	500	4	12,000
1	612	148	1,973	58	411	4	10,904
2	872	142	1,697	59	276	3	8,453
3	947	86	1,823	59	393	2	10,365
4	981	124	1,679	57	253	3	8,040
5	321	61	1,762	54	251	3	6,929
6	913	110	1,420	49	212	1	6,587
7	1,100	111	1,144	50	334	2	6,113
8	671	86	537	53	425	3	9,172
9	777	73	1,345	47	256	3	8,512
10	1,052	160	1,941	46	272	2	10,855
11	881	110	698	56	449	2	10,779
12	465	72	1,110	56	308	2	9,352
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
350	917	114	945	50	417	3	6,060

- 기본임무형상과 표 72의 DOE 표를 조합하여 가솔린 엔진과 디젤 엔진에 관하여 사이징을 진행하였으며, 아래표와 같이 350가지의 경우의 사이징 결과를 얻을 수 있음

표 73 가솔린 엔진 사용 시 DOE Table 사이징 결과

Case	이륙총중량(lb)	날개면적(ft^2)	날개 길이(ft)	추력대중량비	익면하중(lb/ft^2)	동력대중량비(hp/lb)	엔진 동력(hp)	연료효율(mpg)
1	4,388	166	36	0.44	26	0.17	720	7.43
2	3,433	127	31	0.34	27	0.12	416	7.72
3	2,690	100	28	0.37	27	0.11	306	10.63
4	3,088	124	31	0.34	25	0.11	344	8.63
5	5,575	227	42	0.70	23	0.25	1307	3.80
6	2,505	132	32	0.33	19	0.10	244	9.72
7	2,658	140	33	0.28	19	0.08	225	11.00
8	3,193	151	34	0.35	21	0.11	346	10.79
9	3,020	177	37	0.31	17	0.08	256	9.23
10	4,386	269	45	0.38	16	0.13	578	4.81
11	2,735	114	29	0.31	24	0.10	274	12.32
12	3,450	141	33	0.53	24	0.18	596	7.32
13	3,101	155	34	0.36	20	0.11	339	11.35
14	3,954	206	40	0.32	19	0.11	433	6.28
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
350	3,252	171	36	0.25	19	0.08	252	10.06

표 74 디젤 엔진 사용 시 DOE Table 사이징 결과

Case	이륙총중량(lb)	날개면적(ft^2)	날개 길이(ft)	추력대중량비	익면하중(lb/ft^2)	동력대중량비(hp/lb)	엔진 동력(hp)	연료효율(mpg)
1	4,884	183	37	0.44	26	0.17	800	7.72
2	3,719	137	32	0.34	27	0.12	453	7.11
3	2,885	107	28	0.36	27	0.11	323	11.41
4	3,339	133	32	0.33	25	0.11	372	9.02
5	6,786	267	45	0.70	23	0.26	1,559	3.55
6	2,731	143	33	0.32	19	0.10	266	10.01
7	2,845	150	34	0.27	19	0.09	242	11.73
8	3,443	162	35	0.35	21	0.11	374	11.45
9	3,226	189	38	0.30	17	0.08	270	9.66
10	4,864	295	47	0.38	16	0.13	643	4.94
11	2,932	122	30	0.31	24	0.10	294	13.25
12	3,929	158	35	0.53	24	0.18	677	7.36
13	3,353	167	36	0.36	20	0.11	366	12.03
14	4,217	218	41	0.32	19	0.11	462	6.76
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
350	3,425	180	37	0.25	19	0.08	266	10.90

- 표 73과 표 74와 같이 350가지의 사이징 결과를 얻었지만 모든 결과가 적합하지는 않음
- 이 중에서 PAV에 적합한 임무형상과 그에 따른 사이징 결과만을 선정하였고 가장 우선 고려한 설계변수는 날개면적과 날개길이이며, 현재 사이징 하고 있는 PAV는 도로주행 및 주차가 가능해야하기 때문임
- 다음으로는 FAR PART 23 with a Special Airworthiness Certificate in the Primary Category에서 최대이륙중량이 2,700lb(land)로 설정이 되어있기 때문에 중량이 인증기준보다 초과하는 사이징 결과는 걸러냄
- 항공기를 사이징하는 과정에서 기존에 사용하던 통계적인 수치를 무시할 수 없었기 때문에 기존의 통계적인 수치에서 크게 벗어나지 않는 영역의 사이징 결과만을 선택함
- 아래표는 가솔린 엔진을 사용하며 사이징에 적합한 케이스를 정리함. 우선 날개 길이가 31ft이하의 PAV를 선정하였고 본 연구의 PAV는 프로펠러 단일 엔진으로 설정하였기 때문에 동력대중량비는 0.07~0.10, 익면하중은 17~20으로 가정함. 그에 따른 사이징 결과를 표 76에 정리
- 그림 223은 사이징 결과에 따른 T/W vs. W/S, P/W vs. W/S를 나타낸 그래프

표 75 가솔린 엔진에 적합한 설계변수 범위

case	이륙거리 (ft)	순항속도 (kt)	상승률 (fpm)	실속속도 (kt)	비행거리 (nm)	승객	순항고도 (ft)
63	988	76	1,175	50	237	1	8,364
89	859	69	697	51	193	2	10,593
94	1,027	112	896	50	179	2	11,139
119	730	80	1,323	51	319	1	8,399
136	685	81	1,722	51	298	1	6,536
143	845	90	706	48	233	1	7,762
210	804	96	782	48	224	1	11,076
229	656	75	986	50	300	1	11,260
290	973	97	1,498	50	262	1	9,489

표 76 가솔린 엔진에 적합한 설계변수에 따른 사이징 결과

Case	이륙총중량(lb)	날개면적 (ft^2)	날개 길이(ft)	추력대중량비	익면하중 (lb/ft^2)	동력대중량비(hp/lb)	엔진 동력(hp)	연료효율 (mpg)
63	2,263	119	30	0.29	19	0.08	183	10.92
89	2,426	121	30	0.28	20	0.08	190	7.99
94	2,440	128	31	0.24	19	0.07	182	9.43
119	2,325	116	30	0.31	20	0.09	212	12.18
136	2,450	122	30	0.37	20	0.10	253	11.69
143	2,149	119	30	0.26	18	0.07	156	12.25
210	2,153	126	31	0.26	17	0.07	155	12.12
229	2,471	130	31	0.33	19	0.09	234	10.50
290	2,328	122	30	0.34	19	0.10	227	12.06

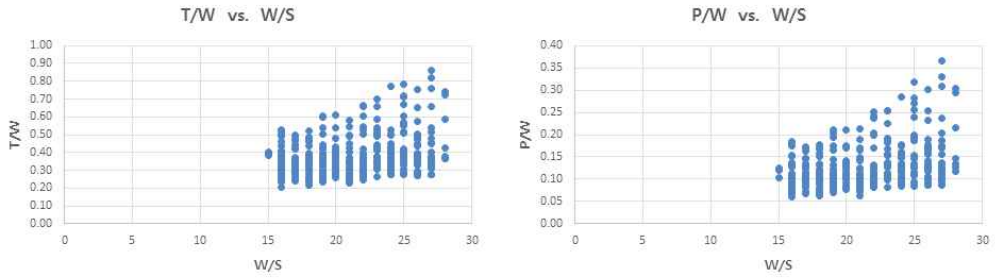


그림 223. 가솔린 엔진에 따른 T/W vs. W/S, P/W vs. W/S

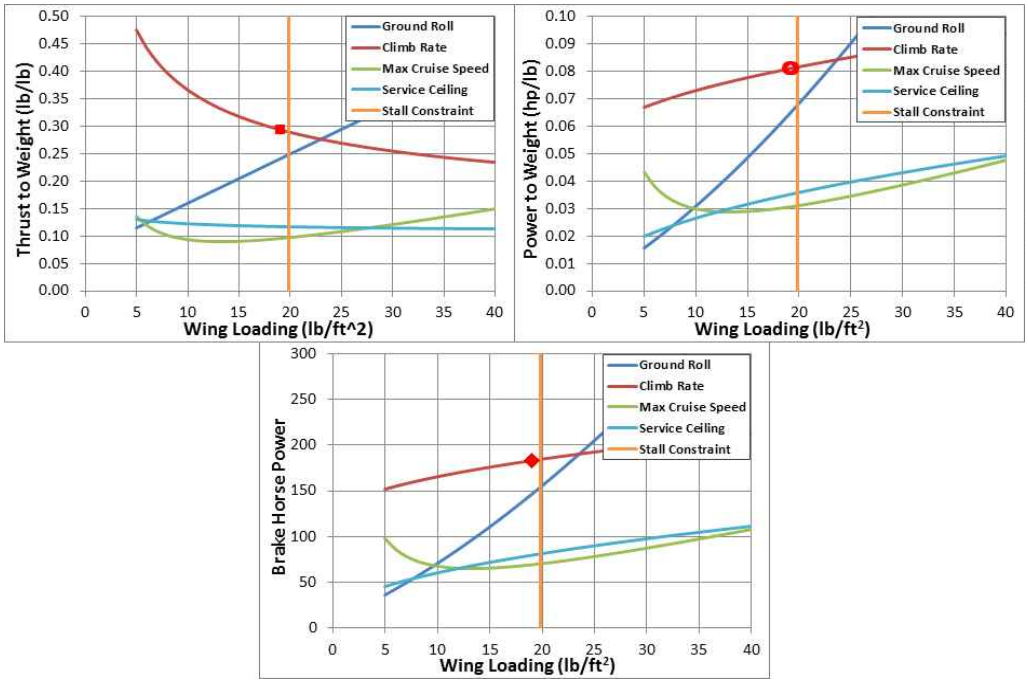


그림 224. 가솔린 엔진 사용 시 DOE를 이용한 case 63 사이징

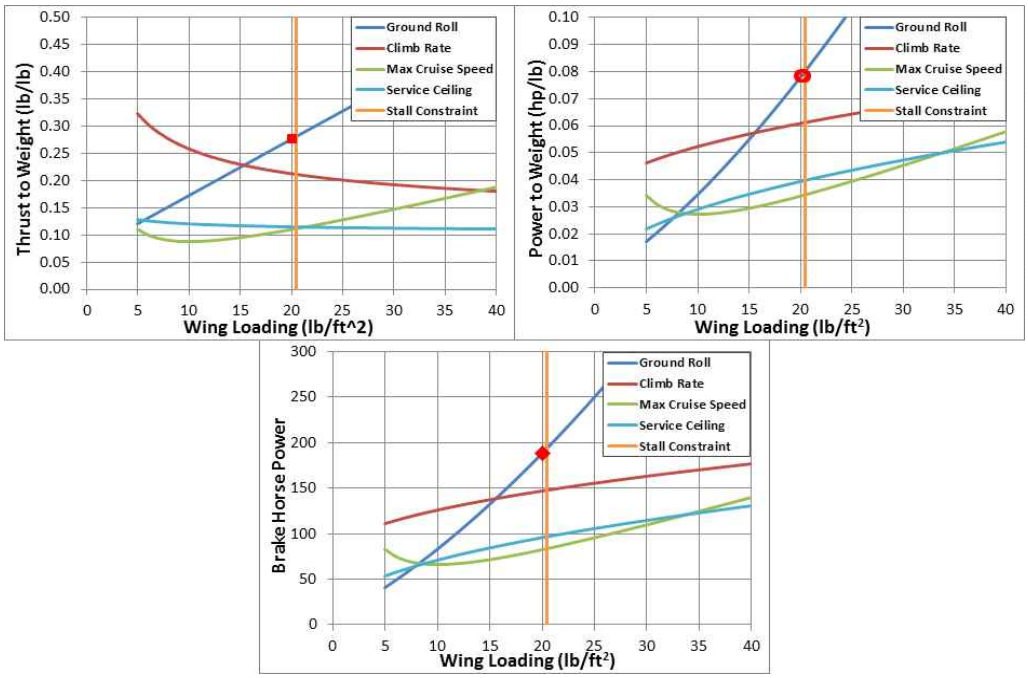


그림 225. 가솔린 엔진 사용 시 DOE를 이용한 case 89 사이징

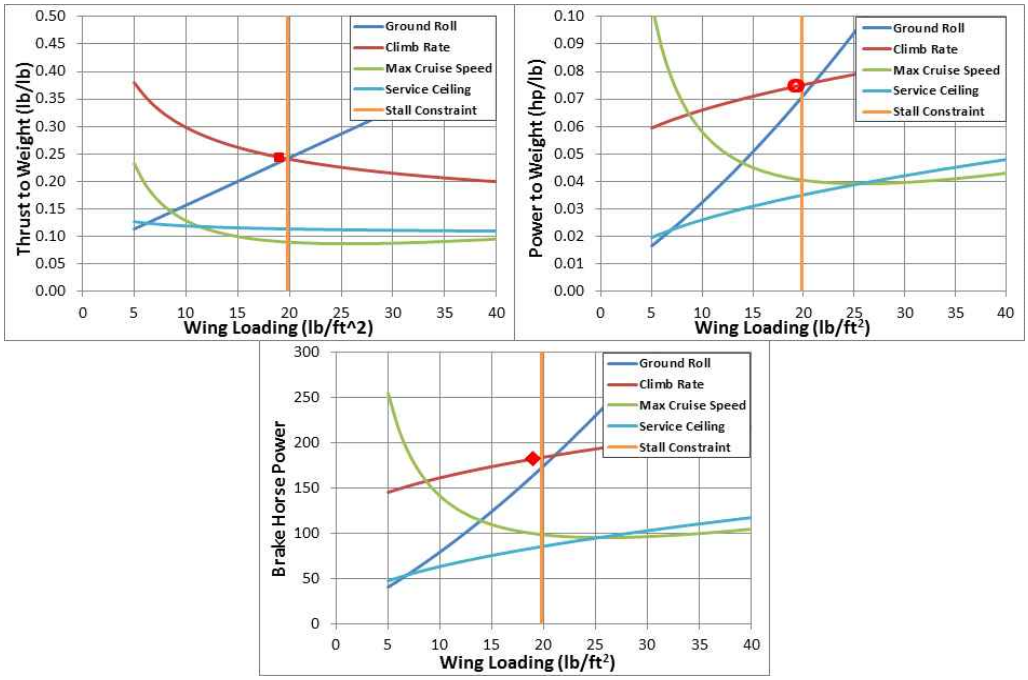


그림 226. 가솔린 엔진 사용 시 DOE를 이용한 case 94 사이징

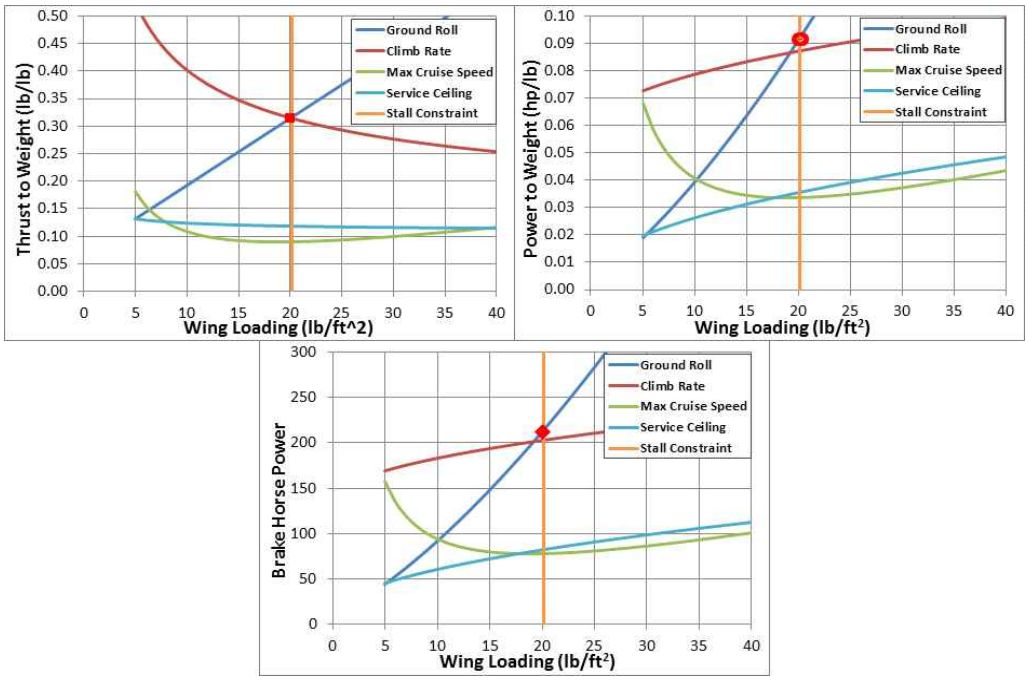


그림 227. 가솔린 엔진 사용 시 DOE를 이용한 case 119 사이징

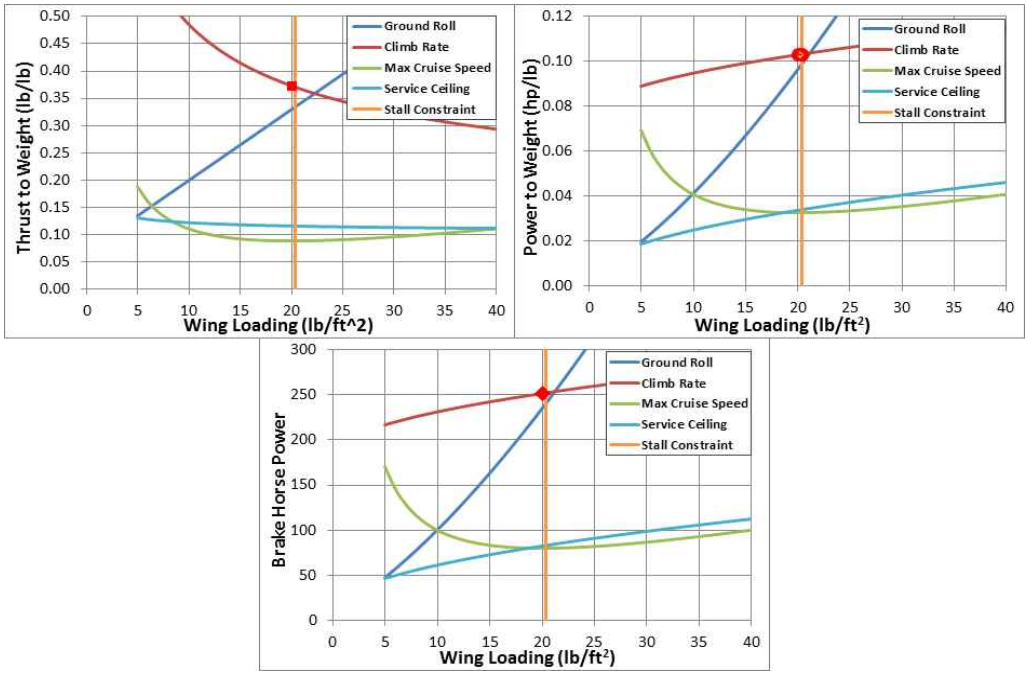


그림 228. 가솔린 엔진 사용 시 DOE를 이용한 case 136 사이징

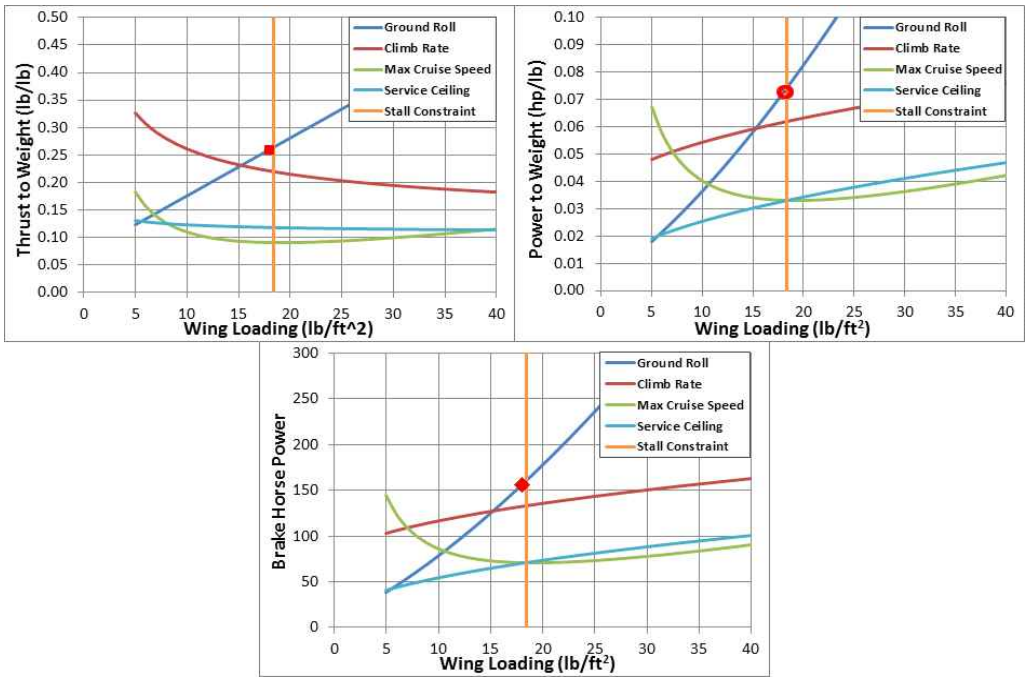


그림 229. 가솔린 엔진 사용 시 DOE를 이용한 case 143 사이징

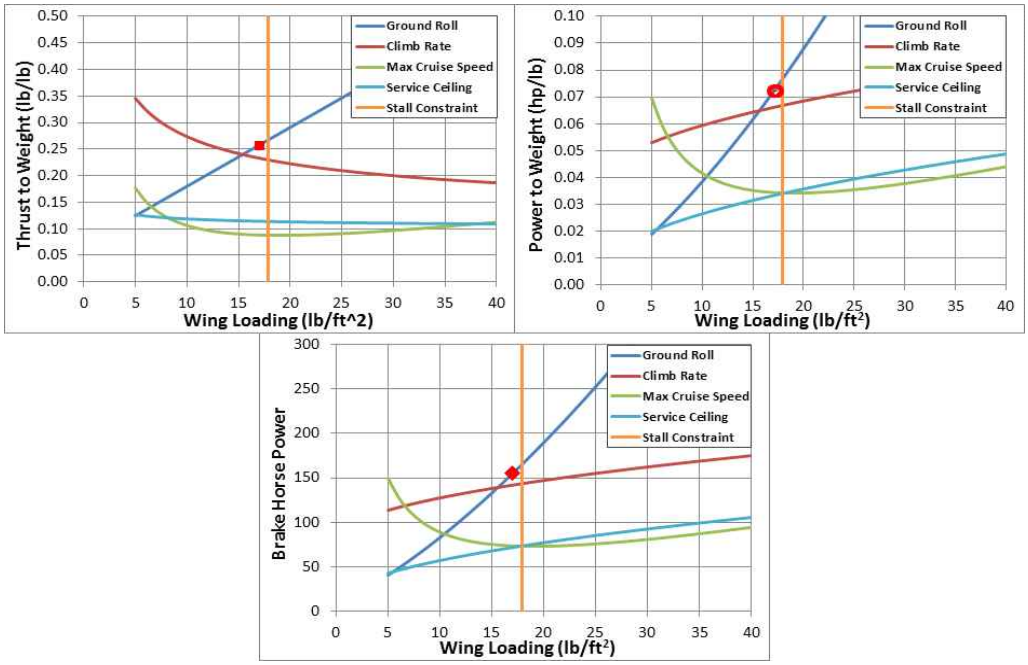


그림 230. 가솔린 엔진 사용 시 DOE를 이용한 case 210 사이징

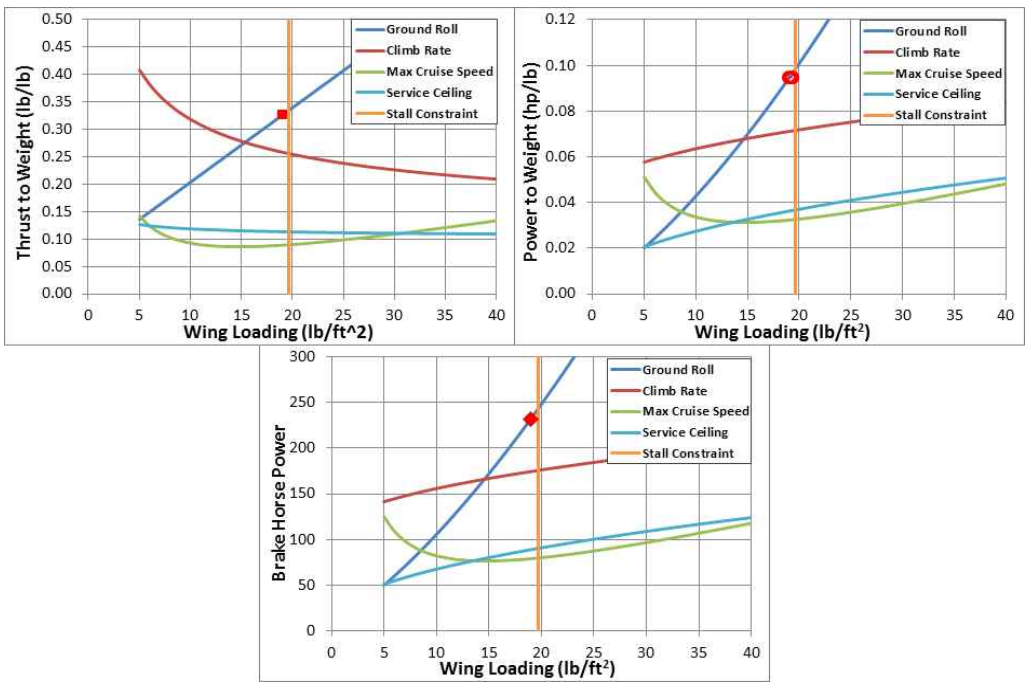


그림 231. 가솔린 엔진 사용 시 DOE를 이용한 case 229 사이징

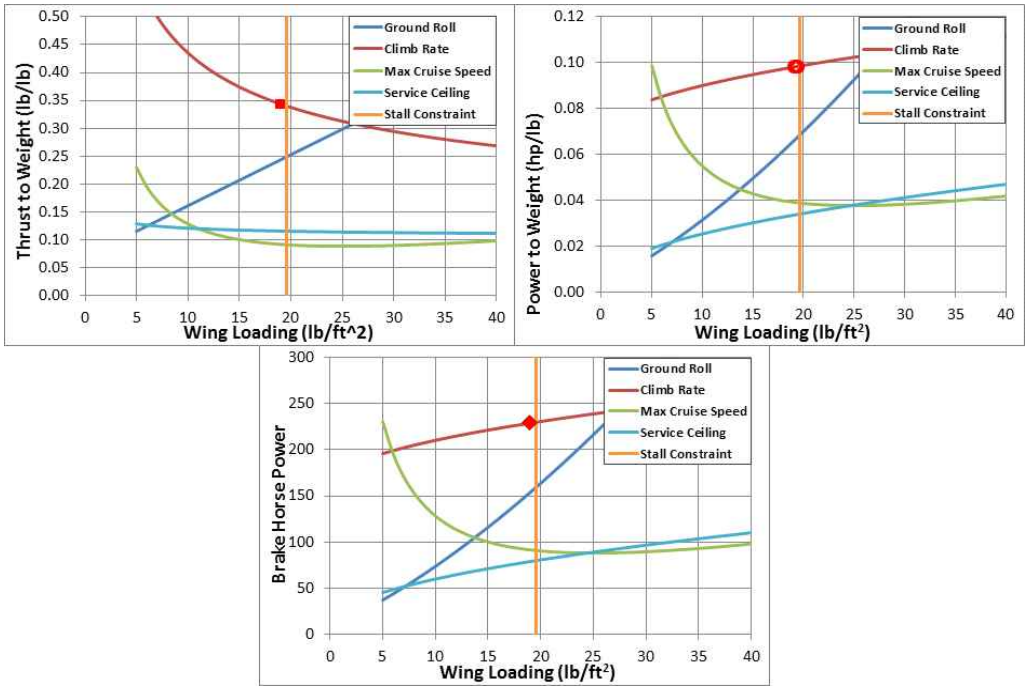


그림 232. 가솔린 엔진 사용 시 DOE를 이용한 case 290 사이징

- 아래표는 디젤 엔진을 사용하며 기본임무형상을 제외한 변경된 설계변수 중 사이징에 적합한 케이스를 정리하였고, 우선 날개 길이가 31ft이하의 PAV를 선정하였고 현재 PAV는 프로펠러 단일 엔진으로 설정하였기 때문에 동력대중량비는 0.07~0.10, 익면하중은 17~20으로 가정함. 그에 따른 사이징 결과를 표 78에 정리
- 그림 233은 사이징 결과에 따른 T/W vs. W/S, P/W vs. W/S를 나타낸 그래프임

표 77 디젤 엔진에 적합한 설계변수 범위

case	이륙거리 (ft)	순항속도 (kt)	상승률 (fpm)	실속속도 (kt)	비행거리 (nm)	승객	순항고도 (ft)
63	988	76	1,175	50	237	1	8,364
89	859	69	697	51	193	2	10,593
119	730	80	1,323	51	319	1	8,399
143	845	90	706	48	233	1	7,762

표 78 디젤 엔진에 적합한 설계변수에 따른 사이징 결과

Case	이륙총중량(lb)	날개면적(ft^2)	날개 길이(ft)	추력대중량비	익면하중(lb/ft^2)	동력대중량비(hp/lb)	엔진 동력(hp)	연료효율(mpg)
63	2,427	128	31	0.29	19	0.08	193	11.45
89	2,585	129	31	0.28	20	0.08	202	8.48
119	2,513	125	31	0.31	20	0.09	230	12.83
143	2,316	128	31	0.26	18	0.07	169	12.73

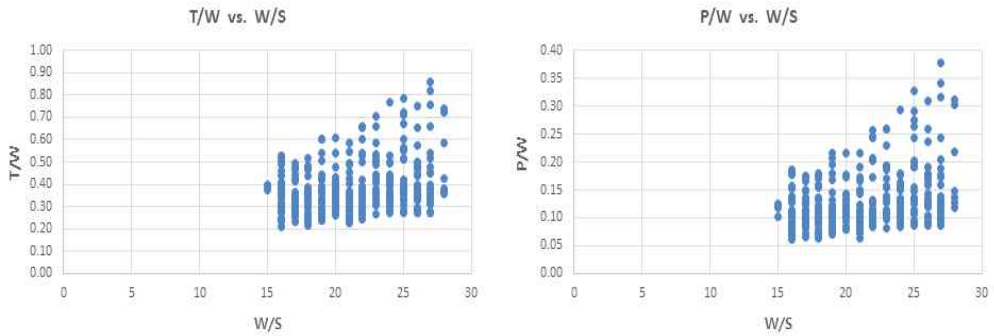


그림 233. 디젤 엔진 사용 시 T/W vs. W/S, P/W vs. W/S

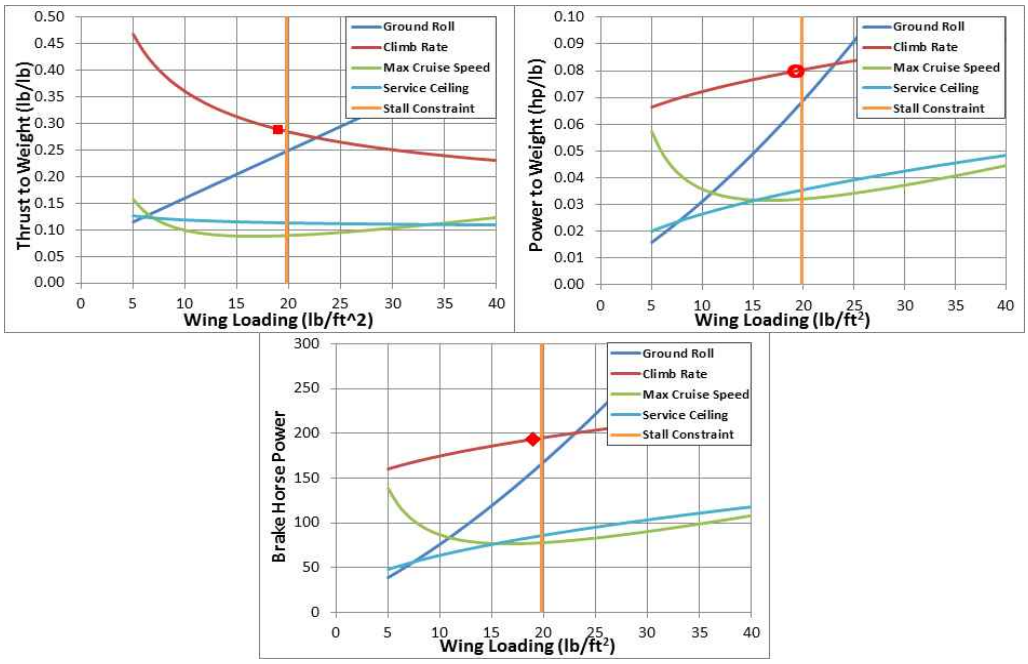


그림 234. 디젤 엔진 사용 시 DOE를 이용한 case 63 사이징

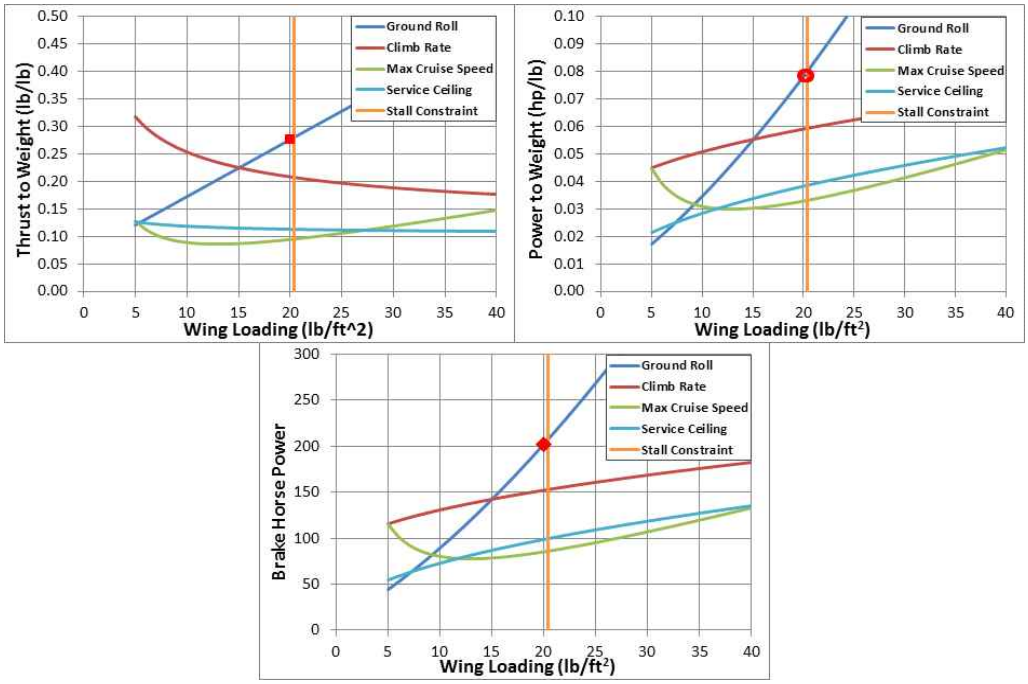


그림 235. 디젤 엔진 사용 시 DOE를 이용한 case 89 사이징

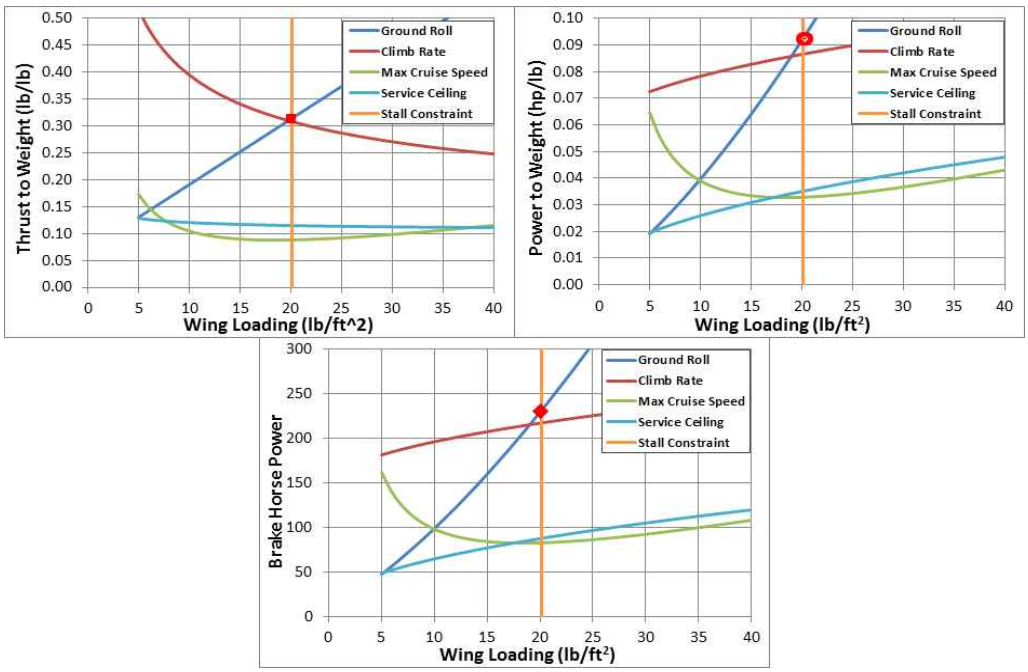


그림 236. 디젤 엔진 사용 시 DOE를 이용한 case 119 사이징

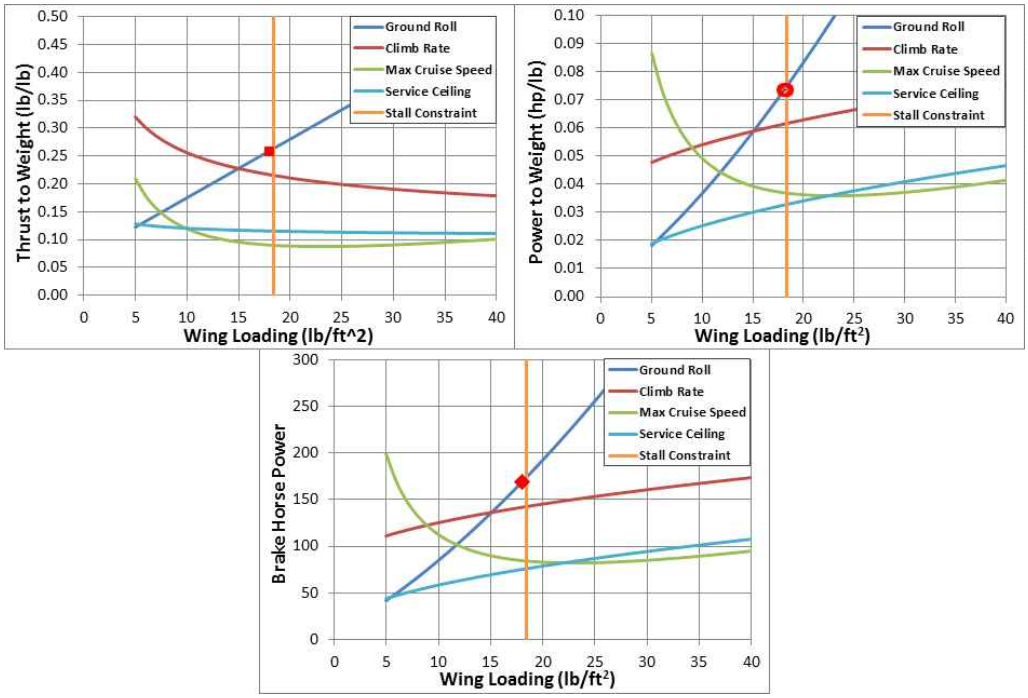


그림 237. 디젤 엔진 사용 시 DOE를 이용한 case 143 사이징

- DOE 및 엔진 종류에 따른 사이징결과에서 추력대중량비, 익면하중, 동력대중량비의 값들은 통계적인 값들에서 많이 벗어나지 않는 것을 확인할 수 있음
- 기존의 통계적인 설계값들과 주로 차이가 있는 값들은 이륙총중량, 동력, 연료효율임
- DOE 테이블의 설계변수에서 비행거리, 지상활주거리, 상승률에서의 차이로 인하여 이러한 결과가 나오는 것으로 판단됨
- 비행거리가 멀수록 연료효율이 좋아지며, 비행거리가 비슷한 경우에는 중량이 무거울수록 연료효율이 좋지 않고 지상활주거리가 짧고 더 높은 상승률을 요구하는 임무형상에서는 큰 엔진 동력이 필요하며 그에 따라 엔진이 무거워지고 총 중량이 증가하게 됨
- 가솔린 엔진과 디젤 엔진의 중량 및 연료효율의 차이로 인해 다른 사이징 결과를 보여주고 있으며 작은 엔진 중량으로 인해 가솔린 엔진을 사용하였을 때 적합한 사이징 결과의 수가 더 많음
- 정리된 사이징 결과표는 FAR PART 23 인증기준 및 통계적인 설계변수값을 기준으로 하여 작성되었고 이중에서도 무게가 가장 작은 항공기가 선정이 되어야 함
- 가솔린 엔진을 사용한 DOE 테이블에서 무게의 관점으로 보면 가장 가벼운 143번 케이스가 가장 적합하지만, 기존의 GA급 단발엔진 항공기의 동력대중량비와 익면하중의 관점으로 보면 210번 케이스가 가장 적합함
- 디젤 엔진을 사용한 DOE 테이블에서는 무게뿐만 아니라 기존의 GA급 단발엔진 항공기의 동력대중량비와 익면하중의 관점 모두에서 143번 케이스가 가장 적합함

○ DOE를 통한 내연기관과 하이브리드 엔진 PAV 사이징 및 결과 분석

- PAV 사이징 결과 다양한 변수 중 이륙거리, 순항속도, 상승률, 실속속도, 비행거리, 순항고도의 변화가 타 설계변수에 비해 사이징 결과에 큰 영향을 미치는 것으로 분석됨

- DOE table을 만들기 위한 각 설계변수들의 최대·최소 값을 설정할 때 FAR PART 23 인증기준을 고려하였으며, 7가지의 변수들 중 실속속도는 61kt를 초과할 수 없고 승객은 조종사 포함 4명까지 가능함
- 한국의 지리적 특징들은 도로주행형 PAV 운용을 위해 중요하게 고려해야 할 사항임. 한국의 국토는 70% 이상이 산으로 되어있으며, 제주도를 제외한 내륙에서 제일 높은 산인 지리산의 높이는 6,282ft (1,915m)임. 따라서 PAV 임무형상의 순항고도를 설정할 때 산 높이를 고려해야함
- 기존의 활주로는 민항기 및 군용으로 사용되고 있어 이용이 제한되며, 새로운 활주로는 만들기 어려움. 현재 자동차의 주행 규정속도는 서울시내에서 평균 37mi/h이며 고속도로에서는 62mi/h , 서울시내의 고속화도로는 50mi/h로 제한되어있음.
- 앞서 사용하였던 DOE와는 달리 MATLAB의 lhsdesign 함수로 0과 1사이에 있는 수를 임의로 도출하여 350개의 case를 생성. 또한, 6개의 변수들이 사이징에 미치는 변화를 자세히 알아보기 위해 각 변수에 적용되는 최소·최대값과 식(57)을 이용하여 350개의 임의의수에 대한 실제 미션에 적용할 수 있는 케이스를 아래 표와 같이 생성

표 79 DOE 테이블

Case	이륙거리(ft)	순항속도 (kt)	상승률 (fpm)	실속 속도 (kt)	비행 거리 (nm)	순항 고도 (ft)
MIN	1,100	70	300	43	150	6,000
MAX	1,500	130	650	53	300	12,000
1	1,239	123	644	51.5	262	10,904
2	1,354	119	579	52.3	204	8,453
3	1,388	86	609	52.5	254	10,365
4	1,403	109	575	50.8	194	8,040
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
350	1,374	102	404	46.0	264	6,060

- 작성한 DOE table의 설계 변수를 사용하여 가솔린 엔진, 디젤 엔진, 하이브리드 가솔린 엔진, 하이브리드 디젤 엔진을 각각 사용하는 도로주행형 PAV에 관하여 사이징을 수행하여 아래 4개 표와 같이 350가지의 사이징결과를 얻음

표 80 가솔린 엔진에 대한 DOE 테이블 사이징 결과

Case	이륙총중량 (lb)	날개면적 (ft^2)	날개길이 (ft)	추력대중량비	익면하중	동력대중량비	엔진동력 (BHP)	연료효율 (mpg)
1	2,327	116	30	0.21	20	0.07	159	10.88
2	2,219	106	28	0.21	21	0.07	145	10.10
3	2,116	101	28	0.21	21	0.06	128	11.91
4	2,173	109	29	0.20	20	0.06	136	10.48
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
350	2,318	148	33	0.17	16	0.05	117	11.48

표 81 디젤 엔진에 대한 DOE 테이블 사이징 결과

Case	이륙총중량 (lb)	날개면적 (ft^2)	날개길이 (ft)	추력대중량비	익면하중	동력대중량비	엔진동력 (BHP)	연료효율 (mpg)
1	2,464	123	31	0.21	20	0.07	166	11.67
2	2,369	113	29	0.21	21	0.06	153	10.67
3	2,279	109	29	0.21	21	0.06	136	12.48
4	2,336	117	30	0.20	20	0.06	144	10.93
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮		⋮	⋮	⋮
350	2,499	156	34	0.17	16	0.05	124	12.08

표 82 가솔린 하이브리드 엔진에 대한 DOE 테이블 사이징 결과

Case	이륙총중량 (lb)	날개면적 (ft^2)	날개길이 (ft)	추력대중량비	익면하중	동력대중량비	엔진동력 (BHP)	연료효율 (mpg)
1	3,196	161	35	0.21	20	0.06	244	8.63
2	2,910	139	33	0.21	21	0.06	214	8.28
3	2,693	128	31	0.20	21	0.06	186	9.68
4	2,789	139	32	0.20	20	0.06	197	8.66
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮		⋮	⋮	⋮
350	2,873	179	37	0.17	16	0.05	164	9.73

표 83 디젤 하이브리드 엔진에 대한 DOE 테이블 사이징 결과

Case	이륙총중량 (lb)	날개면적 (ft^2)	날개길이 (ft)	추력대중량비	익면하중	동력대중량비	엔진동력 (BHP)	연료효율 (mpg)
1	3,334	167	36	0.21	20	0.06	253	9.26
2	3,114	148	34	0.21	21	0.06	230	8.64
3	2,908	138	32	0.20	21	0.06	199	10.07
4	3,004	150	34	0.19	20	0.06	210	8.94
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮		⋮	⋮	⋮
350	3,121	195	38	0.17	16	0.05	176	10.10

- DOE를 이용하여 얻은 사이징 결과 중에서 엔진 종류에 따른 최대/최소 이륙총중량, 날개면적, 날개 길이의 값은 아래 표와 같음

표 84 사용 엔진별 최대/최소 PAV 사이징 결과

	Gasoline		Diesel		Hybrid Gasoline		Hybrid Diesel	
	Min	Max	Min	Max	Min	Max	Min	Max
이륙총중량 (lb)	1,999	2,811	2,192	2,917	2,447	4,189	2,716	4,254
날개 면적 (ft^2)	95	188	103	196	118	276	130	281
날개 길이 (ft)	27	38	28	39	30	46	31	46
엔진 동력 (BHP)	91	197	99	200	127	301	142	305
연료 효율 (mpg)	7.41	13.29	7.76	13.79	5.71	11.40	5.92	11.60

- 350 가지의 사이징 결과들 중에서 도로주행형 PAV에 적합한 사이징 결과만을 선정하였음
- 예를 들어 날개를 접는 도로주행형 PAV는 도로주행 및 주차가 가능해야 하기 때문에 날개 길이가 40ft 이하인 결과를 우선적으로 선별하였고, FAR PART 23 인증기준을 고려하여 이륙총중량6,000lb이하로 제한하였음
- 또한, 사이징하는 과정에서 기존 항공기의 통계적인 수치를 고려하여 GA (General

Aviation)급 항공기의 통계 값인 단일 엔진의 동력대중량비는 0.06~0.08, 익면하중은 16~18로 가정하였음

- 설계 변수 중에서 실속속도가 가장 민감도가 큰 변수이며, 45.3~49 knots 이내의 실속속도의 범위를 갖는 PAV의 사이징 결과를 적합한 사이징으로 선정하였음. 선정된 실속속도 범위가 아닌 영역에서는 실속속도가 동력대중량비와 익면하중에 영향을 미쳐 설정한 사이징 영역을 벗어나 적합한 사이징으로 선정되지 못함. 그 외에 다른 설계 변수에서는 설정한 범위 내에서 사이징이 진행됨. 그에 따른 사이징 결과분포를 아래 그림들에 나타냄

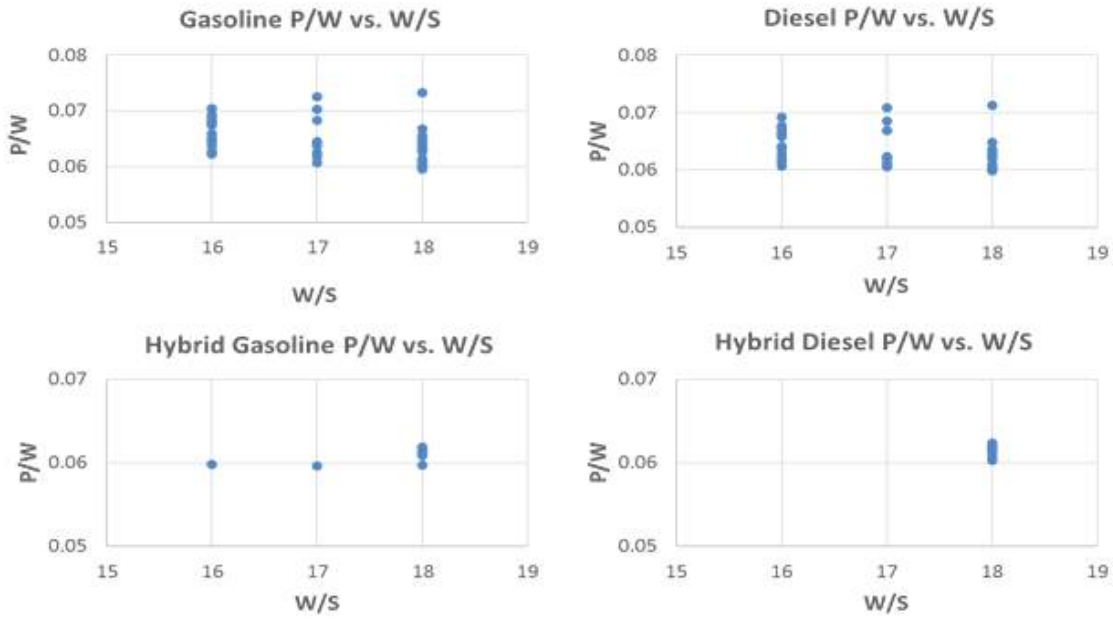


그림 238. PAV 사이징 결과: P/W vs. W/S

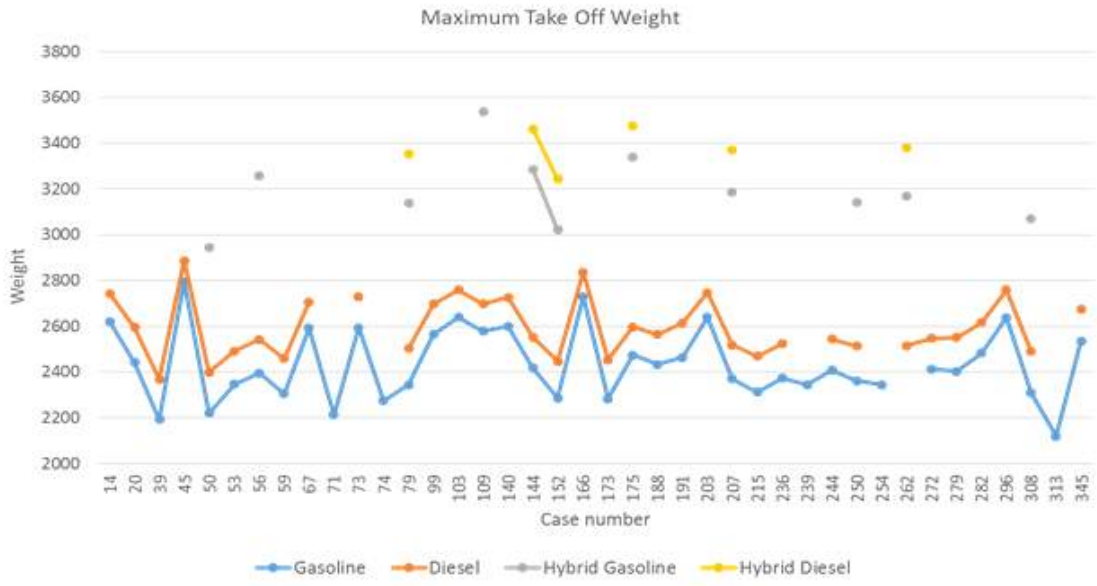


그림 239. PAV 사이징 결과: 이륙총중량 분포

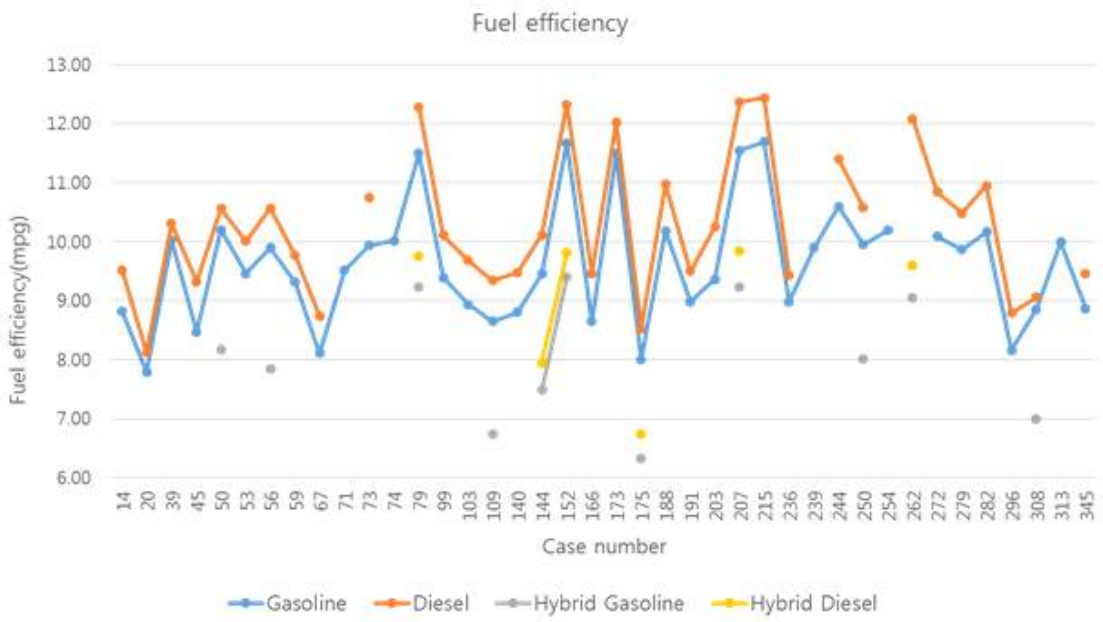


그림 240. PAV 사이징 결과: 연료효율

- 위 그림들에서 작은 이륙총중량을 갖는 케이스와 좋은 연료효율을 갖는 케이스를 아래 표에 정리하였음

표 85 PAV 사이징 결과의 최소 이륙총중량, 최대 연료효율

Case No.	이륙총중량 (lb)	날개면적 (ft^2)	날개길이 (ft)	추력대중량비	익면 하중	동력대중량비	엔진동력 (BHP)	연료효율 (mpg)
Minimum MTOW case								
313	2,119	118	30	0.21	18	0.06	126	10.00
39	2,193	122	30	0.20	18	0.06	134	10.02
71	2,213	123	31	0.19	18	0.06	133	9.51
Maximum fuel efficiency case								
215	2,469	137	32	0.19	18	0.06	148	12.44
207	2,518	140	33	0.20	18	0.06	159	12.37
152	2,447	136	32	0.21	18	0.06	153	12.33

- 최소 이륙총중량 결과에서 보듯이 이륙총중량이 증가하면 날개 면적, 날개 길이, 요구 엔진동력도 증가함
- 그러나 연료효율의 경우에는 이륙총중량뿐만 아니라 비행거리에도 영향을 받기 때문에 39번 케이스가 313번 케이스 보다 이륙총중량이 더 크지만 연료효율이 좋음
- 마찬가지로 최대 연료효율 결과에서 207번 케이스가 152번 케이스보다 이륙총중량이 더 크지만 연료효율이 더 좋음
- 엔진종류별로 선정된 사이징 결과들 중에서 이륙총중량이 가장 작은 항공기를 최적화된 사이징 결과로 선정하였고, 그 결과를 아래 표에 정리하였음. 사용한 엔진 종류별로 최적화된 사이징 케이스를 보면 익면하중, 동력대중량비에서는 차이가 없지만 사용되는 엔진의 무게 차이로 인하여 이륙총중량, 날개면적, 연료효율에서는 상당한 차이를 보이고 있음

표 86 엔진종류별 최적화된 사이징 결과

Type	Case	이륙총 중량(lb)	날개면적 (ft^2)	날개길이 (ft)	추력대 중량비	익면 하중	동력대 중량비	엔진동력 (BHP)	연료효율 (mpg)
Gasoline	313	2,119	118	30	0.21	18	0.06	126	10.00
Diesel	39	2,369	132	32	0.20	18	0.06	143	10.30
Hybrid Gasoline	50	2,943	161	35	0.21	18	0.06	209	8.17
Hybrid Diesel	50	3,198	175	36	0.21	18	0.06	229	8.34

- 하이브리드 가솔린 엔진이나 하이브리드 디젤 엔진을 사용하는 경우 내연기관(ICE) 이외에 추가적인 전기 추진 시스템으로 인하여 PAV의 무게가 증가하며 자동차와 달리 연료효율은 더 나빠지는 것을 알 수 있음
- 이는 도로주행형 PAV를 비롯한 고정익 항공기의 경우 순항 시 필요한 동력이 이륙이나 상승 시 필요 동력의 70-80%에 이르러 순항 시 상당한 크기의 IC 엔진추력이필요하여 배터리에 저장할 수 있는 여유동력이 자동차와 달리 매우 적기 때문으로 판단됨
- 하이브리드 엔진 장착으로 인해 conventional IC 장착 항공기에 비해 이륙총중량이 20% 이상 증가함에 따라 비 연료소모율(SFC)이 증가함
- 또한, 가솔린, 디젤, 하이브리드 가솔린, 하이브리드 디젤 엔진을 사용하였을 때 연료효율이 가장 좋았던 64번 케이스에 대하여 엔진무게를 같게 하여 연료효율을 비교하였음

표 87 동일 엔진 중량에 대한 연료효율 비교

Type	연료 효율 (mpg)
Gasoline	13.29
Diesel	14.97
Hybrid Gasoline	13.12
Hybrid Diesel	14.77

- 엔진무게를 동일하게 하여 사이징을 통해 얻은 연료효율 결과인 표 87에서 동일 연료를 사용하는 엔진끼리 비교하였을 때 하이브리드 엔진을 사용할 때 연료효율이 더 나쁜 것을 알 수 있음
- 표 87의 엔진 종류에 따른 최적의 사이징 결과들 중에서 이륙총중량, 날개면적, 연료효율을 고려하였을 때 가솔린, 디젤 엔진을 사용한 케이스가 하이브리드 가솔린, 하이브리드 디젤 엔진을 사용한 경우보다 더 연료효율이 좋은, 더 우수한 도로주행형 PAV라 판단됨
- 또한, 가솔린 엔진이 디젤 엔진보다 연료 효율은 조금 나쁘지만 낮은 이륙총중량과 배기가스를 고려할 경우 가솔린 엔진을 사용하는 도로주행형 PAV가 최적의 사이징 결과로 볼 수 있음
- 아래 그림들은 위에서 사이징된 PAV들을 CATIA를 이용하여 구현한 PAV 외부형상임

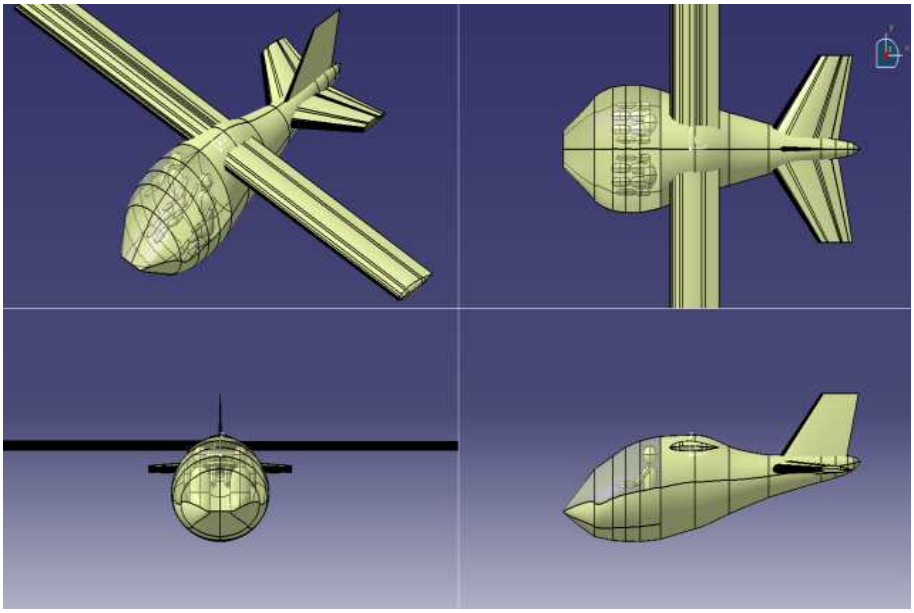


그림 241. PAV 형상 (비행모드)

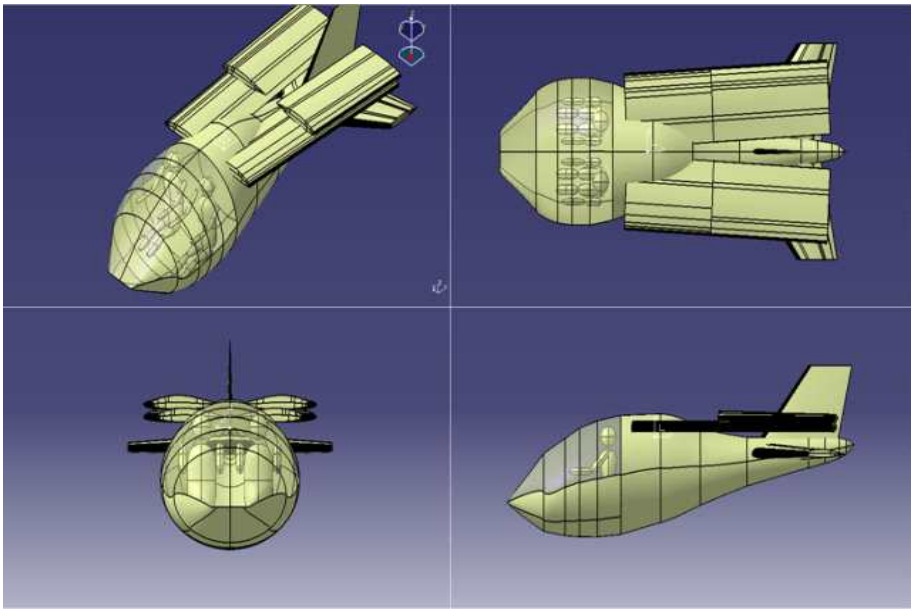


그림 242. PAV 형상 (주행모드 / Aeromobil 3.0과 유사한 접이구조)

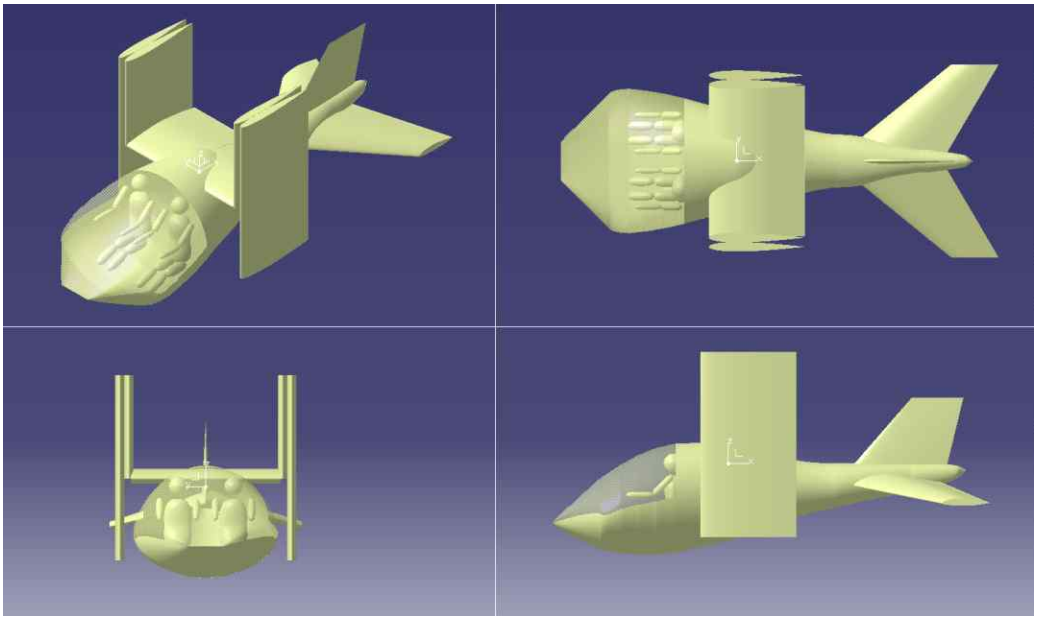


그림 243. PAV 형상 (주행모드 / Terrafugia Transition과 유사한 접이구조)

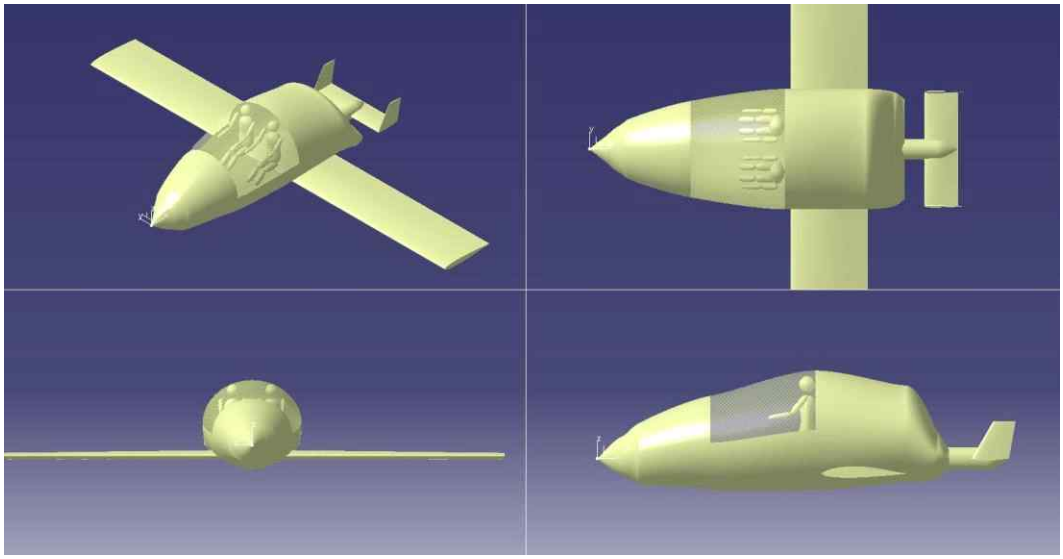


그림 244. PAV 형상(비행모드 / Switchblade와 유사한 접이구조)

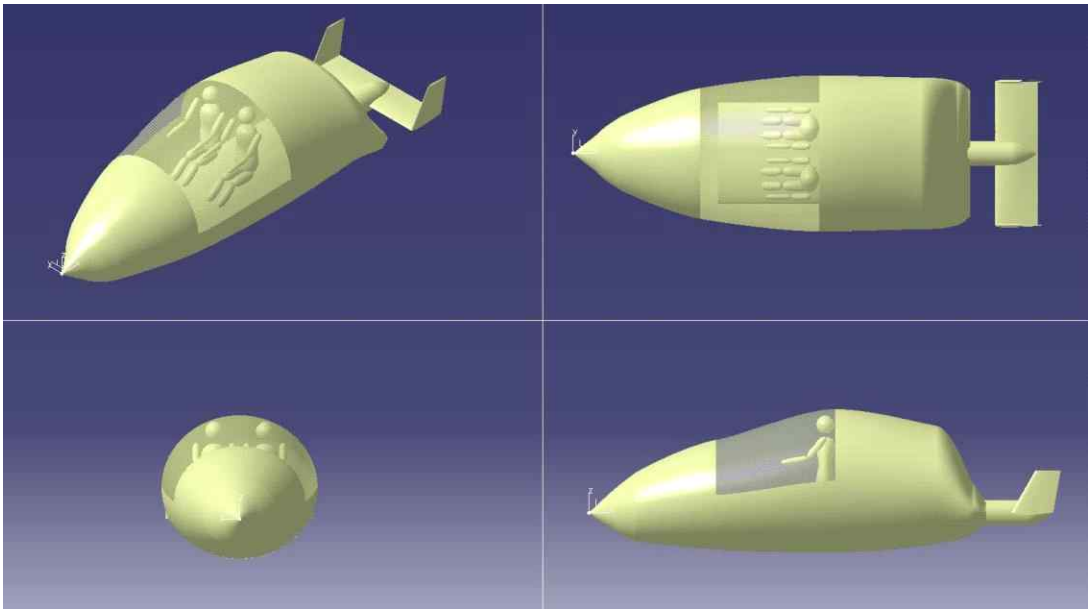


그림 245. PAV 형상(주행모드 / Switchblade와 유사한 접이구조)

- 사이징 결과 내연기관 대신 하이브리드 엔진을 사용하는 경우 이륙총중량이 더 크며 그에 따라 날개면적, 날개 길이, 엔진 동력도 더 커지고 큰 이륙총중량으로 인해 연료효율에 영향을 미쳐서 더 낮은 연료효율을 나타냄
- 하이브리드 엔진의 낮은 연료효율로 인해 비행거리도 감소됨. 즉 하이브리드 엔진을 사용하는 경우 내연기관에 추가적인 전기 추진시스템으로 인하여 무게가 증가하며 자동차와 달리 연료효율이 더 나빠지는 것을 알 수 있음
- 또한, 엔진 무게를 동일하게 하여 사이징을 진행한 경우에도 사용하는 하이브리드 엔진보다 내연기관 사용 시 연료효율이 더 좋은 것을 확인하였음
- 따라서 이륙총중량, 날개면적, 연료효율을 고려하였을 때 연료효율 측면에서는 디젤 엔진이 조금 더 좋지만 더 작은 이륙총중량을 나타내는 가솔린 엔진을 사용하는 PAV를 최종 형상으로 선정하였음
- 항공기의 경우 자동차와 달리 하이브리드 엔진 사용 시 연료 소모를 줄이는 효과는 없어 앞으로의 친환경 PAV의 경우 하이브리드 엔진 대신 배터리나 연료 전지만을 사용하는 순수 전기 추진 PAV 개발이 바람직하다고 판단됨

○ 날개 중량 예측(Wing weight estimation)

- 둘 이상의 엔진은 보통 날개에 장착하게 됨. 하지만 도로주행형(Roadable) PAV 특성상 날개 접이구조(wing folding mechanism)를 적용하기 때문에 도로주행형 PAV는 동체에 엔진을 장착하는 단발 엔진이 이상적이라고 판단됨
- 프로펠러(Propeller) 엔진은 다른 엔진들에 비해 낮은 고도와 저속에서의 공력효율과 연료효율이 높음. 도로 주행형 PAV는 일반항공기와 다르게 연료 적재의 한계가 있기 때문에 단발 프로펠러 엔진이 적합하다고 판단됨
- 도로 주행형 PAV형상과 가장 유사하다고 판단되는 실제 단발 프로펠러 항공기(Single Engine Propeller Aircraft)를 이용해 기존 일반항공기 날개 중량 예측식 검증

- 아래와 같이 Raymer, Nicolai의 일반항공기 날개 중량 예측식을 통해 실제 단발 프로펠러 항공기의 날개 중량을 예측하여 실제 날개 중량과 비교함[35]

  • 일반항공기 날개 중량 예측식

$$\text{Raymer}: \; W_W = 0.036 S_W^{0.758} W_{FW}^{0.0035} \left(\frac{AR_W}{\cos^2 \Lambda_{C/4}} \right)^{0.6} q^{0.006} \lambda^{0.04} \left(\frac{100(t/c)}{\cos \Lambda_{C/4}} \right)^{-0.3} (n_z W_O) 0.49 \qquad (58)$$

$$\text{Nicolai}: \; W_W = 96.975 \left[\left(\frac{n_z W_O}{10^5} \right)^{0.65} \left(\frac{AR_W}{\cos^2 \Lambda_{C/4}} \right)^{0.57} \left(\frac{S_W}{100} \right)^{0.61} \left(\frac{1+\lambda}{2(t/c)} \right)^{0.36} \sqrt{1 + \frac{V_H}{500}} \right]^{0.993} \qquad (59)$$

  • 용어

  W_W = 날개 예측 중량값 (lb_f)

  S_W = 사다리꼴 날개 면적 (ft^2)

  W_{FW} = 날개내의 연료 중량 (lb_f) (만일 $W_{FW} = 0$ 이면 $W_{FW}^{0.0035} = 1$을 사용)

  AR = 가로세로비

  $\Lambda_{C/4}$ = 25% 시위의 후퇴각

  q = 순항 시 동압

  λ = 날개 테이퍼 비

  t/c = 날개 두께비

  n_z = 극한 하중계수(ultimate load factor)

  W_0 = 설계 총중량 (lb_f)

  V_H = 해수면에서 최대속도 (KEAS)

  • 단발 프로펠러 항공기 중량자료 및 형상자료

  항공기 개발사들은 항공기의 전체적인 중량 및 형상 데이터만을 공개할 뿐 그룹별 세부 중량 데이터의 유출은 보안사항으로 엄격하게 통제함. 따라서 본 연구에서는 Roskam 저서[34]와 항공기 삼면도 분석을 통해 10개의 기존 단발 프로펠러 항공기 주익 중량 데이터를 수집함. 수집된 항공기 목록 및 데이터 및 Roskam 저서의 중량 데이터를 아래 그림에 나타냄

	cessna150	cessna172	Cessna 180	Cessna 182	L-19A	Cessna 210A	Beech J-35	Saab Safir	Rockwell 112TCA	Cessna 210J
Aspect Ratio of wing	6.889	7.446914	7.04005714	7.40571429	7.08859	7.652784091	5.7888202	8.342534	8.337894737	8.24778409
ultimate load factor	5.7	5.7	5.7	5.7	5.7	5.7	5.7	5.7	5.7	5.7
Altitude	10000	13500	17700	18100	18500	20700	19800	15100	20000	18300
Wing taper ratio	0.7042254	0.666667	0.64444444	0.76576577	0.66667	0.72	0.4936709	0.408	0.367346939	0.72
Cruise speed	138.416	205.936	239.696	244.76	146.856	278.52	293.712	143.48	275.144	281.896
trapezoidal wing area in ft^2	160	175	175	175	174	176	178	146	152	176
Wing thickness to chord ratio	0.12	0.12	0.12	0.12	0.12	0.12	0.165	0.12	0.15	0.15
design gross weight in lb	1600	2450	2800	3100	2430	2900	2900	2660	2954	3400
Weight of fuel in wing in lb (IF W_FW = 0 then let W_FW = 1)	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1
Wing sweep at 25% MGC	0.3197276	0.885947	0.20684307	0.23103012	0.14324	1.285266607	0.3200848	2.099345	5.180236245	1.26900276

그림 246. 단발 프로펠러 항공기 주익 데이터

- 기존 예측식

위에 제시된 실제 단발 프로펠러 항공기의 데이터를 바탕으로 Microsoft사의 Excel을 이용해 Raymer, Nicolai의 날개 중량 예측식 검증을 수행함.

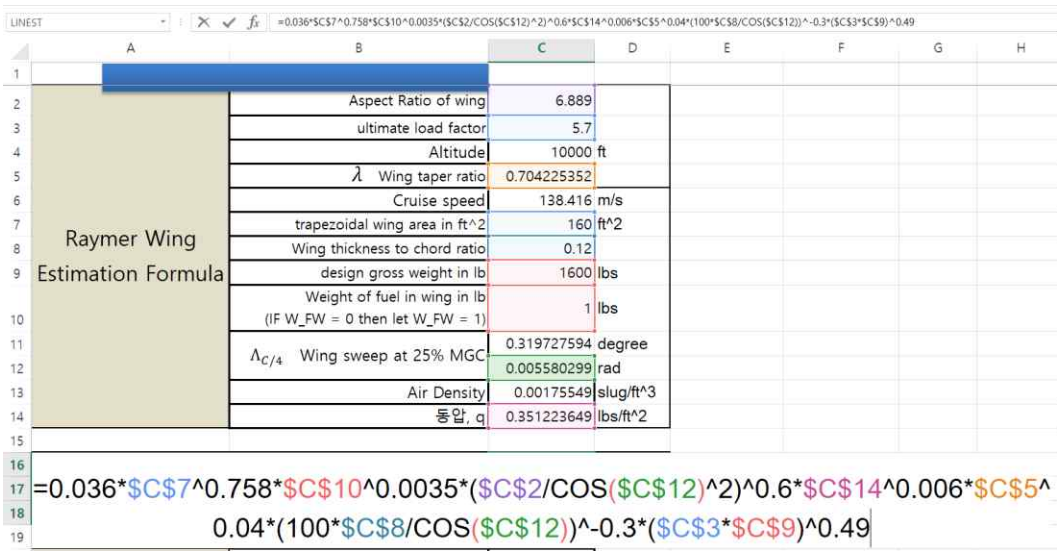


그림 247. Raymer 날개 중량 예측식 검증

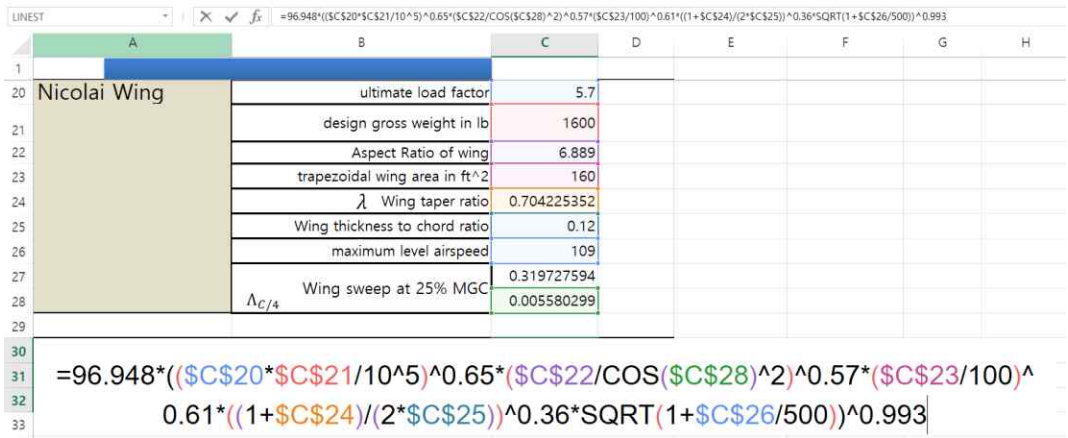


그림 248. Nicolai 날개 중량 예측식 검증

- 기존 예측식 결과 검증

중량 예측식의 오차는 통상적으로 5~10%[35]로 알려져 있음. 하지만 Raymer, Nicolai 날개 중량 예측식으로 실제 단발 프로펠러 항공기 날개 중량을 예측 했을 경우 아래 그림과 같이 전체적으로 오차가 10%이상 발생되는 것을 볼 수 있음. 따라서 새로운 단발 프로펠러 엔진 항공기 날개 예측식이 필요하다고 판단됨.

Raymer formula	True value (lbs)	Estimation value (lbs)	error (%)
cessna150	216	217.6458096	0.756187117
cessna172	226	301.3586274	25.00629501
Cessna 180	235	310.9273054	24.41963252
Cessna 182	235	339.3003832	30.73983654
L-19A	238	288.6468684	17.54630796
Cessna 210A	261	335.9608426	22.31237487
Beech J-35	379	256.7369762	47.6218991
Saab Safir	276	285.8913575	3.45983089
Rockwell 112TCA	334	291.7644777	14.47589598
Cessna 210J	335	355.5065947	5.768274073

Nicolai formula	True value (lbs)	Estimation value (lbs)	error (%)
cessna150	216	182.042923	18.65333543
cessna172	226	268.0856115	15.69857153
Cessna 180	235	284.305121	17.34232602
Cessna 182	235	320.9809896	26.7869414
L-19A	238	251.029453	5.19040809
Cessna 210A	261	316.8775562	17.63380055
Beech J-35	379	232.7913318	62.80674931
Saab Safir	276	255.8752367	7.865068768
Rockwell 112TCA	334	262.5622357	27.20793571
Cessna 210J	335	338.5001215	1.034008938

그림 249. 날개 중량 예측값 및 오차값

- 초기 설계에서 사용되는 중량 예측식은 경험적 자료들을 통해 회귀분석이라는 통계적 기법으로 만들어짐
- 회귀분석
  - 회귀분석이란 하나 또는 여러 개의 변수들이 서로 일정한 관계를 갖고 변화하는 모형을 추정해서 변수들 간의 관련성을 수학적인 함수식으로 나타내고 다른 변수에 미치는 영향을 파악해 변화를 예측하는 방법임. 즉 회귀분석이란 하나 또는 그 이상의 변수들 간에 존재하는 관련성을 분석하기 위하여 관측된 자료에서 함수적 관계식을 통계적 방법으로 추정하는 방법임
  - 회귀분석을 위한 데이터 수집에서는 우선 분석 목적을 설정하고 데이터를 통해 어떤 정보를 얻을 것인지 명확하게 설정해야 함
  - 변수는 관심의 대상이 되는 개체의 특성을 의미하며 변수들은 종속변수 Y(dependent variable)와 독립변수 X_n(independent variable)로 구분함. 종속변수란 다른 변수들에 종속되어 예측이 되는 변수를 말하며, 종속 변수를 계산하는데 쓰이는 변수는 독립 변수라 함
  - 일반적으로 항공기 중량은 아래 식과 같이 지수형태의 회귀모형을 가지며 최소제곱법을 이용해 회귀계수를 추정함

$$W = \beta_0 X_1^{\beta_1} X_2^{\beta_2} \cdots X_n^{\beta_n}$$

β_n = 회귀계수

X_n = 독립변수

W = 종속변수(그룹별 중량)

- 데이터 수집
  - 항공기 개발사들은 항공기의 전체적인 중량 및 형상 데이터만을 공개할 뿐 그룹별 세부 중량 데이터의 유출은 보안사항으로 엄격하게 통제하기 때문에 일부 문헌에 공개된 데이터 외 날개 중량 데이터를 얻기 쉽지 않음
  - 단발 프로펠러 항공기의 최대이륙중량(Maximum Take-Off Weight), 형상자료, 공력 자료 등 많은 데이터들이 민간에 공개 되어 있지만 날개 중량자료는 현저하게 부족함
  - Roskam 책[34]에 10개의 단발 프로펠러 항공기 실제 날개 중량자료가 공개되어 있음

Table A2.2b Group Weight Data for Single Engine Propeller Driven Airplanes

Type	Cessna 210A	Beech J-35	Saab Safir	Rockwell 112TCA	Cessna 210J
Flight Design Gross Weight, GW, lbs	2,900	2,900	2,660	2,954	3,400
Structure/GW	0.306	0.312	0.316	0.366	0.308
Power Plant/GW	0.199	0.201		0.189	0.171
Fixed Equipm't/GW	0.094	0.115		0.151	0.099
Empty Weight/GW	0.598	0.628	0.620	0.705	0.578
Wing Group/GW	0.090	0.131	0.104	0.113	0.099
Empenn. Group/GW	0.024	0.020	0.023	0.033	0.025
Fuselage Group/GW	0.109	0.069	0.145	0.121	0.120
Nacelle Group/GW	0.011	0.021		0.021	0.008
Land. Gear Group/GW	0.071	0.071	0.045	0.055	0.056
Take-off Gross Wht, W_{TO}, lbs	2,900	2,900	2,660	2,954	**3,400**
Empty Weight, W_E, lbs	1,735	1,821	1,650	2,084	1,964
Wing Group/S, psf	1.5	2.1	1.9	2.2	1.9
Emp. Grp/S_{emp}, psf	1.3	1.6	1.4	2.0	1.5
Ultimate Load Factor, g's	5.7				**5.7**
Surface Areas, ft^2					
Wing, S	176	178	146	152	176
Horiz. Tail, S_h	38.6	•	**27.6****	32.0	38.6
Vert. Tail, S_v	17.2	•	**14.3****	17.0	17.2
Empenn. Area, S_{emp}	55.8	35.8	41.9	49.0	55.8

*V-tail
**Estimated

그림 250. 항공기 중량 데이터

  - 날개 중량이 공개된 10개의 항공기 자료만으로는 데이터 부족으로 회귀분석이 제대로 이루어지지 않음. 또한 10개의 실제 항공기 날개 중량 데이터로 회귀분석을 하게 되면 실제 항공기 자료로 검증과정을 거칠 수 없다는 문제점이 있음. 따라서 위

에 공개된 10개의 단발 프로펠러 항공기 외 추가 단발 프로펠러 항공기의 날개 중량 데이터 및 형상 데이터가 필요함

- 날개 중량 자료

- 날개 중량 자료 외에도 회귀분석을 위해 필요한 독립변수 자료로 사용 될 수 있는 최대이륙중량(Maximum Take-Off Weight), 형상자료, 공력 자료 등은 민간에 공개된 자료들이 많음
- 날개 중량 자료를 얻기 위한 대안이 필요함
- 일반적으로 항공기 설계는 부서별 목표 중량을 설정하며 이를 유지 관리함. 때문에 목표부서별 중량 설정 값을 결정하는 초기 단계에서는 경험적 자료에 의존하게 될 것이며, 부서별 목표중량 설정이 경험적 자료에 의해 정형화 될 것이라고 판단됨. 따라서 날개 중량이 공개 되지 않은 단발 프로펠러 항공기에 대해 다음과 같은 절차를 걸쳐 날개 중량 자료를 얻고 회귀분석을 진행함

  1. 가정 - 정형화된 수치 중 날개중량과 최대이륙중량의 비율(이하 $W_{wing}/MTOW$ 라함)은 확률적으로 표준정규분포를 따를 것임. 그러므로 아래와 같이 실제 MTOW를 알고 있는 상황에서 $W_{wing}/MTOW$의 비율을 예측하면 단발 프로펠러 항공기의 날개 중량을 얻을 수 있을 것임. 이를 활용해 새로운 단발 프로펠러 항공기 날개 예측식을 만든다면 기존의 예측식에 비해 더욱 효과적으로 날개 중량을 예측할 수 있을 것이라 판단됨

  2. 절차

  가. 회귀분석 자료로 사용할 단발 프로펠러 항공기 독립변수 자료수집

  1) 종속변수와 독립변수의 인과 관계는 분석 후 설정되는 것이 아니며 이론적, 경험적 타당성에 근거하여 데이터 수집 전에 설정되는 것임[36]. 본 연구에서는 기존 날개 중량 예측식을 참고하여 날개 중량에 영향을 주는 독립변수 6개 즉, 날개면적(Wing area), 날개길이(Wing span), 테이퍼 비(Taper ratio), 최대이륙중량(MTOW), 뿌리시위길이(Root chord length), 끝단시위길이(Tip chord length), 가로세로비(Aspect ratio)를 독립변수로 지정

  2) 아래 그림과 같이 인터넷 매체, 문헌 및 삼면도 기학학적 분석을 통해 32개의 단발 프로펠러 항공기의 최대이륙중량자료 및 형상자료를 수집함

Single engine aircraft	Area	Span	Taper ratio	MTOW	Root chord length	Tip chord length
3Xtrim Navigator 600	127.4	31.6	0.8	1212	4.079812207	3.263849765
Aerotrek A240	122.53	29.1	0.803680982	1235	4.212522202	3.385523979
A-22LS	147.5	33.2	1	992	4.963804878	4.963804878
The Airplane Factory Sling 4	134.2	32.9	0.704225352	2028	5.296825397	3.73015873
SC07 Speed Cruiser	108	26.7	0.783783784	1042	3.821663443	2.995357834
Breezer Aircraft (Breezer 600L)	127.8	28.7	1	1322.8	4.467948718	4.467948718
Ikarus C42 (80 hp)	135	31	1	992	4.386792453	4.386792453
PS-28 Cruiser	132.4	28.22	0.861386139	1320	5.357556391	4.614924812
SeaRey Elite LSA	157	30.1	0.619047619	1370	12.55827815	7.774172185
Europa XS	102	27.2	0.762886598	1370	4.287757313	3.271072589
Flight Design CTsw: CTLS: CTLSi	107	27.11	1	1323	3.561645408	3.561645408
Skyleader 500	127.5	32.6	0.6	1279	5.064971751	3.038983051
Kitfox SLSA	128	30.8	0.810344828	1320	4.125635104	3.343187067
Sting S4	119.479	29.11	0.623529412	1320	5.101752577	3.181092784
Cheetah XLS	142.62	31.5	0.881578947	1235	5.713603819	5.03699284
Remos GX	118	30.6	0.131336406	1320	21.62931596	2.840716612
Skyeton K-10 Swift	127	29.1	1	1268	4.308656036	4.308656036
Tecnam P2004	118.4	27.55	0.662337662	1320	4.956425234	3.282827103
Zodiac 650B (S-LSA)	134	27	0.818181818	1320	5.857988166	4.792899408
RV-12	127	26.9	1	1320	4.697610294	4.697610294
Diamond DA 20	125	35.7	0.675675676	1653	3.954790419	2.672155689
Beech G36 Bonanza	181	33.6	0.43220339	3650	8.79113082	3.799556541
Cessna T206	174	36	0.690140845	3600	5.403805497	3.729386892
Cessna C400	141.2	35.8	0.649350649	3600	5.012	3.254545455
Archer PA28-181	170	35	0.52	2550	6.679389313	3.473282443
Mirage PA-46-350	175	43	0.528571429	4340	5.679245283	3.001886792
Cirrus SR-20	135.2	35.5	0.546666667	3000	5.230844794	2.859528487
Mooney Ovation 3-M20R	175	36.1	0.427272727	3368	7.040780142	3.008333333
DA 40 F AFM	145.7	39.2	0.525	2535	5.818181818	3.054545455
Tecnam P2010	149.3	33.79	0.8125	2557	4.717626527	3.833071553
Bearhawk	180	33	1	2700	10.81666667	10.81666667
lancair legacy	82.5	25.6	0.549019608	2200	3.851327434	2.114454277
lancair-es-esp	140	35.6	0.594059406	3550	9.960110803	5.916897507
lancair IV-P	98	30.2	0.569620253	3200	4.06439523	2.31516184
RV-10	148	31.9	1	2700	4.696388889	4.696388889

그림 251. 단발 프로펠러 항공기 중량 및 형상자료

나. 날개중량과 최대이륙중량 비율 조사

1) 1에서 가정한 단발 프로펠러 항공기의 $W_{wing}/MTOW$ 비율은 실제 단발 프로펠러의 $W_{wing}/MTOW$ 비율의 근거한 평균과 표준편차를 가진 정규분포를 따를 것임

2) 아래 그림과 같이 실제 단발 프로펠러 항공기의 $W_{wing}/MTOW$의 비율을 조사하고 이들의 평균과 표준편차를 구함

Single engine propeller aircraft	Wing weight/ MTOW			
Cessna150	0.144		평균	표준편차
Cessna 172	0.103		0.106545	0.01689736
Cessna 175	0.097			
Cessna 180	0.089			
Cessna 182	0.089			
Cessna L-17A	0.113			
Cessna 210A	0.09			
Beech J-35	0.131			
Saab Safir	0.104			
Rockwell 112TCA	0.113			
Cessna 210J	0.099			

그림 252. 날개 중량과 최대이륙중량 비율의 평균과 표준편차

다. 날개 중량 자료

1) $W_{wing}/MTOW$의 비율은 단발 프로펠러 항공기에 대하여 확률적으로 위에서 구한 평균 0.1065, 표준편차 0.0169를 가진 표준정규분포를 따르는 것으로 가정하여

아래 그림과 같이 Excel의 NORM.INV 함수를 통해 위와 같은 평균과 표준편차를 가진 표준정규분포를 따르는 $W_{wing}/MTOW$ 비율 난수를 32개 생성함

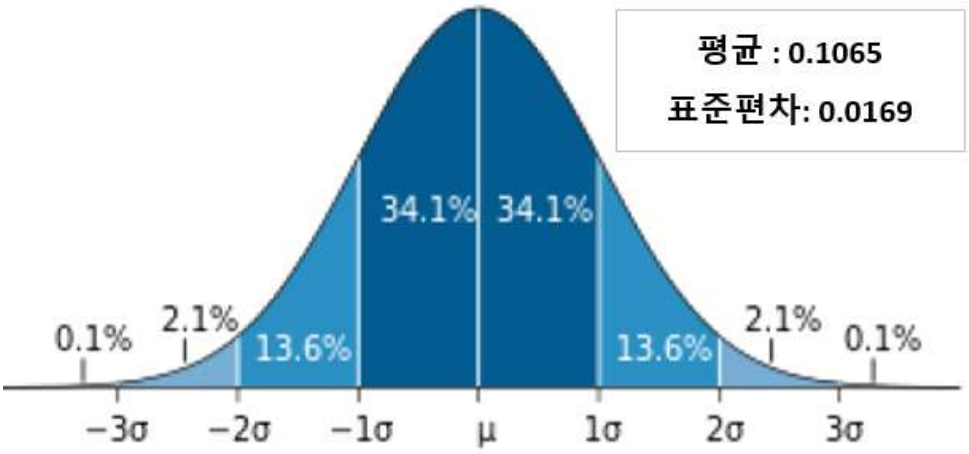


그림 253. 단발 프로펠러 항공기 $W_{wing}/MTOW$ 비율의 표준 정규분포

=NORM.INV(RAND(), 평균, 표준편차)

그림 254. Excel의 NORM.INV 함수

W_wing/MTOW 비율의 난수	
0.129355602	0.135295432
0.13243526	0.104041213
0.101144755	0.110586098
0.105903661	0.106864857
0.074362894	0.138171064
0.103045779	0.068396494
0.125373366	0.127934006
0.12453329	0.135538043
0.106118108	0.118507336
0.117899874	0.092888368
0.080148001	0.093312894
0.119468097	0.08265847
0.094971429	0.07387844
0.114531606	0.085535803
0.110143281	0.072605155
0.100360862	0.106462328
0.093502328	0.087564283
	0.100749243

그림 255. 평균 0.1065, 표준편차 0.0169의 정규분포를 따르는 $W_{wing}/MTOW$ 비율 난수

2) 아래 그림과 같이 $W_{wing}/MTOW$ 비율 난수와 실제 단발 프로펠러 항공기 최대

이륙중량을 곱하여 확률적으로 예측된 날개 중량 자료를 얻음

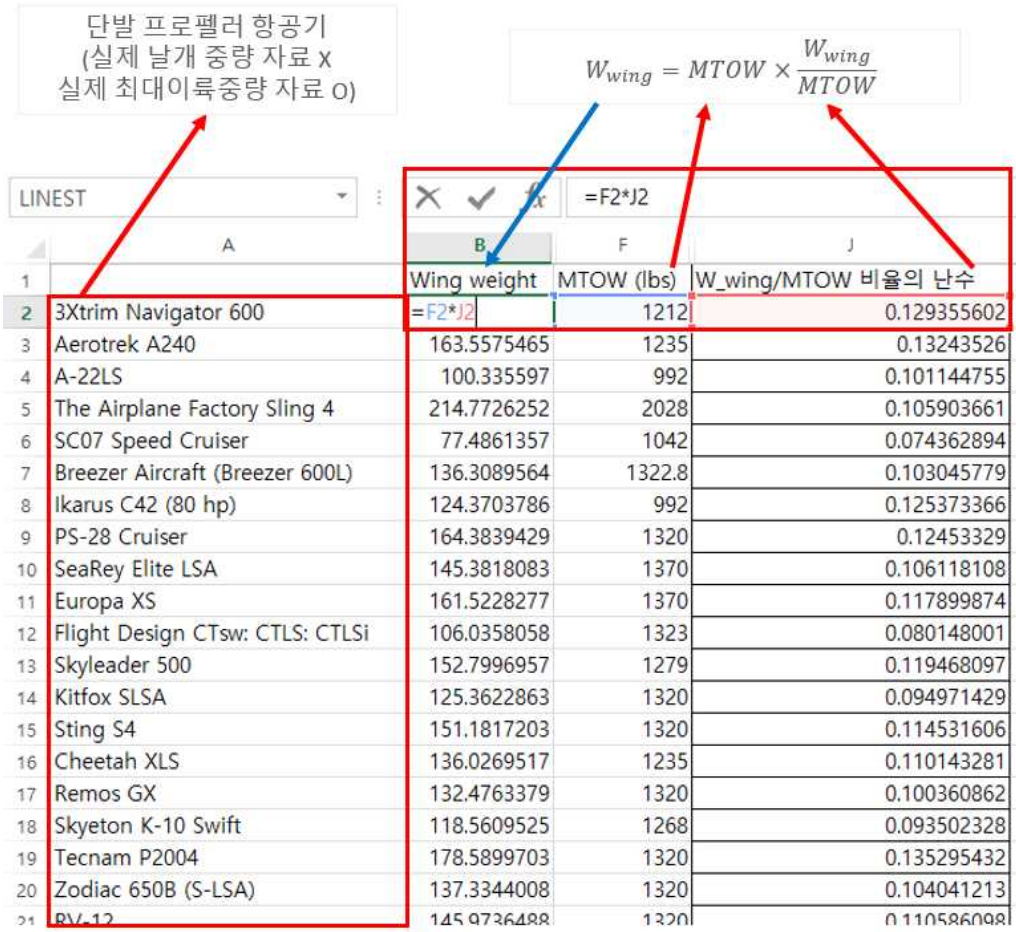


그림 256. 날개 중량 자료

	A	B	C	D	E	F	G	H
1		Wing weight	Area (ft^2)	Span (ft)	Taper ratio	MTOW (lbs)	Root chord length (ft)	Tip chord length (ft)
2	3Xtrim Navigator 600	156.7789891	127.4	31.6	0.8	1212	4.079812207	3.263849765
3	Aerotrek A240	163.5575465	122.53	29.1	0.803680982	1235	4.212522202	3.385523979
4	A-22LS	100.335597	147.5	33.2	1	992	4.963804878	4.963804878
5	The Airplane Factory Sling 4	214.7726252	134.2	32.9	0.704225352	2028	5.296825397	3.73015873
6	SC07 Speed Cruiser	77.4861357	108	26.7	0.783783784	1042	3.821663443	2.995357834
7	Breezer Aircraft (Breezer 600L)	136.3089564	127.8	28.7	1	1322.8	4.467948718	4.467948718
8	Ikarus C42 (80 hp)	124.3703786	135	31	1	992	4.386792453	4.386792453
9	PS-28 Cruiser	164.3839429	132.4	28.22	0.861386139	1320	5.357556391	4.614924812
10	SeaRey Elite LSA	145.3818083	157	30.1	0.619047619	1370	12.55827815	7.774172185
11	Europa XS	161.5228277	102	27.2	0.762886598	1370	4.287757313	3.271072589
12	Flight Design CTsw: CTLS: CTLSi	106.0358058	107	27.11	1	1323	3.561645408	3.561645408
13	Skyleader 500	152.7996957	127.5	32.6	0.6	1279	5.064971751	3.038983051
14	Kitfox SLSA	125.3622863	128	30.8	0.810344828	1320	4.125635104	3.343187067
15	Sting S4	151.1817203	119.479	29.11	0.623529412	1320	5.101752577	3.181092784
16	Cheetah XLS	136.0269517	142.62	31.5	0.881578947	1235	5.713603819	5.03699284
17	Remos GX	132.4763379	118	30.6	0.131336406	1320	21.62931596	2.840716612
18	Skyeton K-10 Swift	118.5609525	127	29.1	1	1268	4.308656036	4.308656036
19	Tecnam P2004	178.5899703	118.4	27.55	0.662337662	1320	4.956425234	3.282827103
20	Zodiac 650B (S-LSA)	137.3344008	134	27	0.818181818	1320	5.857988166	4.792899408
21	RV-12	145.9736488	127	26.9	1	1320	4.697610294	4.697610294
22	Diamond DA 20	176.6476088	125	35.7	0.675675676	1653	3.954790419	2.672155689
23	Beech G36 Bonanza	504.3243831	181	33.6	0.43220339	3650	8.79113082	3.799556541
24	Cessna T206	246.227378	174	36	0.690140845	3600	5.403805497	3.729386892
25	Cessna C400	460.5624226	141.2	35.8	0.649350649	3600	5.012	3.254545455
26	Archer PA28-181	345.6220086	170	35	0.52	2550	6.679389313	3.473282443
27	Mirage PA-46-350	514.3218389	175	43	0.528571429	4340	5.679245283	3.001886792
28	Cirrus SR-20	278.6651031	135.2	35.5	0.546666667	3000	5.230844794	2.859528487
29	Mooney Ovation 3-M20R	314.277828	175	36.1	0.427272727	3368	7.040780142	3.008333333
30	DA 40 F AFM	209.5392208	145.7	39.2	0.525	2535	5.818181818	3.054545455
31	Tecnam P2010	188.9071707	149.3	33.79	0.8125	2557	4.717626527	3.833071553
32	Bearhawk	230.9466689	180	33	1	2700	10.81666667	10.81666667
33	lancair legacy	159.7313401	82.5	25.6	0.549019608	2200	3.851327434	2.114454277
34	lancair-es-esp	377.9412649	140	35.6	0.594059406	3550	9.960110803	5.916897507
35	lancair IV-P	280.2057042	98	30.2	0.569620253	3200	4.06439523	2.31516184
36	RV-10	272.0229563	148	31.9	1	2700	4.696388889	4.696388889

그림 257. 회귀분석을 위한 최종 단발 프로펠러 항공기 날개 중량 및 형상 자료

라. Excel을 이용한 회귀분석

1) 비선형 다중 회귀모형 회귀계수 추정 방법

항공기 무게 회귀모형은 다음과 같이 지수모델 형식으로 표현됨

$$Y = \alpha X_1^{\beta_1} X_2^{\beta_2} X_3^{\beta_3} \ldots X_n^{\beta_n} \tag{60}$$

이러한 지수 식은 선형식이 아니므로 최소제곱법(선형식에서 적용가능)으로 풀어낼 수 없기 때문에 로그 변환 방법을 사용해 선형 방정식형태로 변환 후 최소제곱법을 이용하여 회귀계수를 계산함

$$\ln Y = \ln(\alpha X_1^{\beta_1} X_2^{\beta_2} X_3^{\beta_3} \ldots X_n^{\beta_n})$$

$$\ln Y = \ln\alpha + \beta_1 \ln X_1 + \beta_2 \ln X_2 + \beta_3 \ln X_3 + \ldots + \beta_n \ln X_n$$

위와 같은 식 형태에서 회귀계수를 계산한 후 지수 함수를 이용해 최종적으로 지수모델로 표현함

$$e^{\ln Y} = e^{\ln\alpha + \beta_1 \ln X_1 + \beta_2 \ln X_2 + \beta_3 \ln X_3 + \ldots + \beta_n \ln X_n}$$

$$Y = \alpha X_1^{\beta_1} X_2^{\beta_2} X_3^{\beta_3} \ldots X_n^{\beta_n} \tag{61}$$

따라서 아래 그림과 같이 조사된 단발 프로펠러 자료(지수모델 자료)를 Excel의

로그함수(LN)를 이용해 선형모델 자료로 변환함

LINEST =LN(B2)

	L	M	N	O	P	Q	R	
1		Wing weight	Area	Span	Taper ratio	MTOW	Root chor	Tip chorc
2	3Xtrim Navigator 600	=LN(B2)	4.847332	3.453157	-0.223143551	7.100027	1.406051	1.1
3	Aerotrek A240	5.097164895	4.808356	3.370738	-0.218552878	7.118826	1.438062	1.2
4	A-22LS	4.608520537	4.993828	3.50255	0	6.899723	1.602173	1.6
5	The Airplane Factory Sling 4	5.369579911	4.899331	3.493473	-0.350656872	7.614805	1.667108	1.3
6	SC07 Speed Cruiser	4.350099026	4.682131	3.284664	-0.243622083	6.948897	1.340686	1.0
7	Breezer Aircraft (Breezer 600L)	4.914924048	4.850467	3.356897	0	7.187506	1.496929	1.4
8	Ikarus C42 (80 hp)	4.823264038	4.905275	3.433987	0	6.899723	1.478598	1.4
9	PS-28 Cruiser	5.102204807	4.885828	3.340031	-0.149212398	7.185387	1.678508	1.5
10	SeaRey Elite LSA	4.979363442	5.056246	3.404525	-0.47957308	7.222566	2.53038	2.0
11	Europa XS	5.08464648	4.624973	3.303217	-0.270645885	7.222566	1.455764	1.
12	Flight Design CTsw: CTLS: CTLSi	4.663776828	4.672829	3.299903	0	7.187657	1.270223	1.2
13	Skyleader 500	5.029127885	4.848116	3.484312	-0.510825624	7.153834	1.622349	1.1
14	Kitfox SLSA	4.831207836	4.85203	3.427515	-0.210295409	7.185387	1.41722	1.2

그림 258. 변형된 데이터

2) 산점도를 통한 종속변수와 독립변수간의 영향력 평가

결정계수(R^2) : 추정된 선형 회귀함수 모델이 관측 값들을 얼마나 적절하게 설명하고 있는지를 나타내는 지표로 0과 1사이에 값을 갖으며 1에 가까울수록 적절하게 설명하고 있다고 판단함

가) 날개무게-날개면적

아래 그림과 같은 회귀선과 결정계수를 가짐

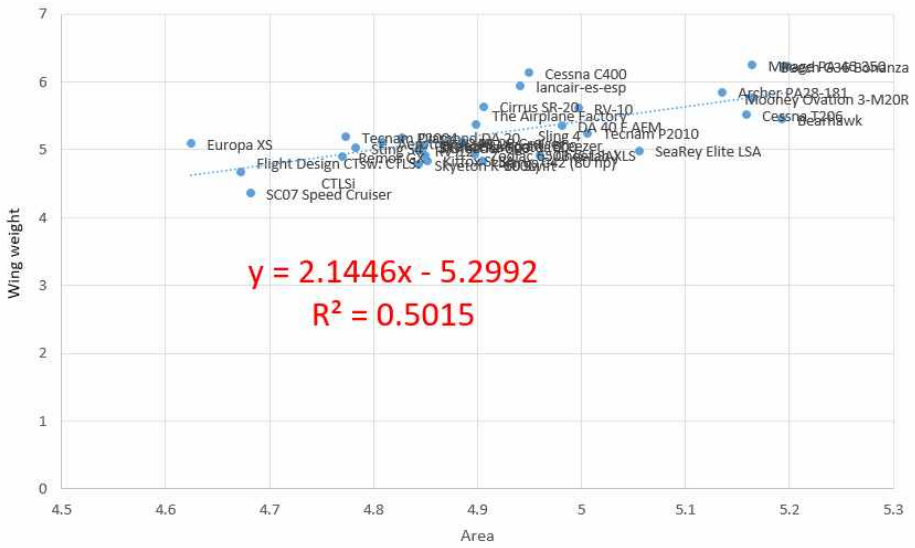


그림 259. 날개무게와 날개면적의 산점도 및 결정계수

나) 날개무게-날개길이

아래 그림과 같은 회귀선과 결정계수를 가짐

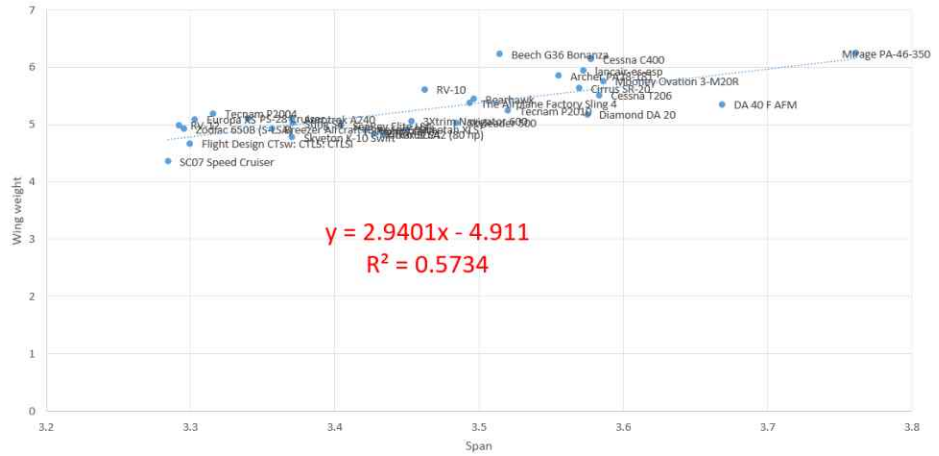


그림 260. 날개무게와 날개길이의 산점도 및 결정계수

다) 날개무게-테이퍼 비

아래 그림과 같은 회귀선과 결정계수를 가짐

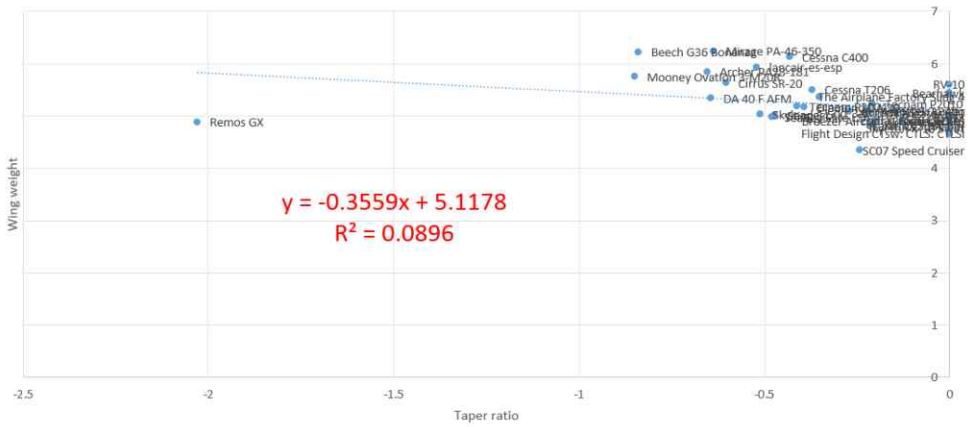


그림 261.날개무게와 테이퍼 비의 산점도 및 결정계수

라) 날개무게-최대이륙중량

아래 그림과 같은 회귀선과 결정계수를 가짐

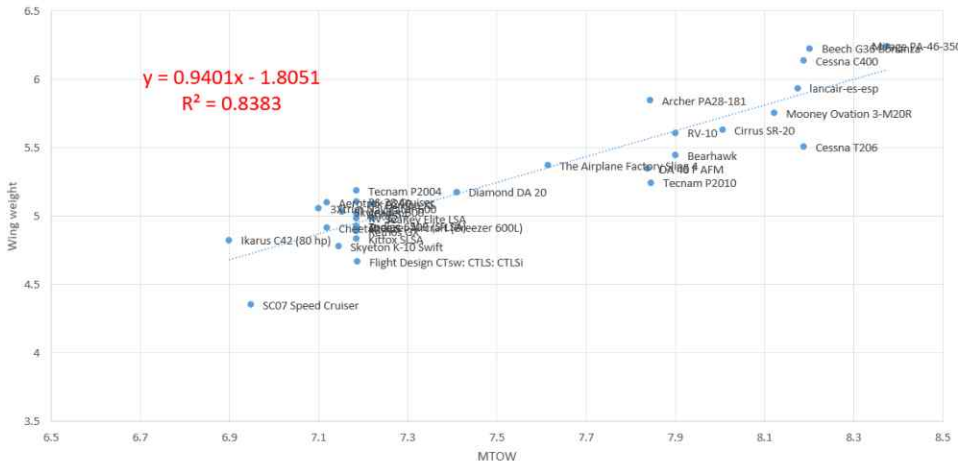


그림 262. 날개무게와 최대이륙중량의 산점도 및 결정계수

마) 날개무게-뿌리시위길이

아래 그림과 같은 회귀선과 결정계수를 가짐

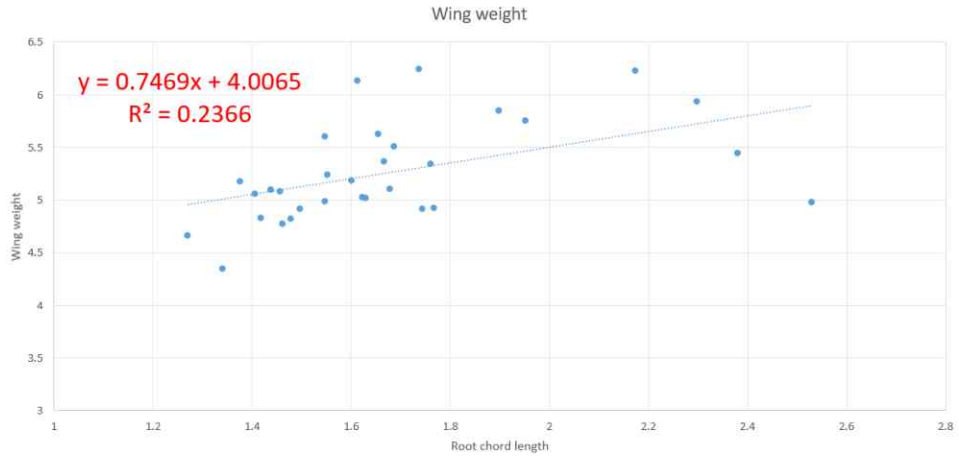


그림 263. 날개무게와 뿌리시위길이의 산점도 및 결정계수

바) 날개무게-끝단시위길이
아래 그림과 같은 회귀선과 결정계수를 가짐

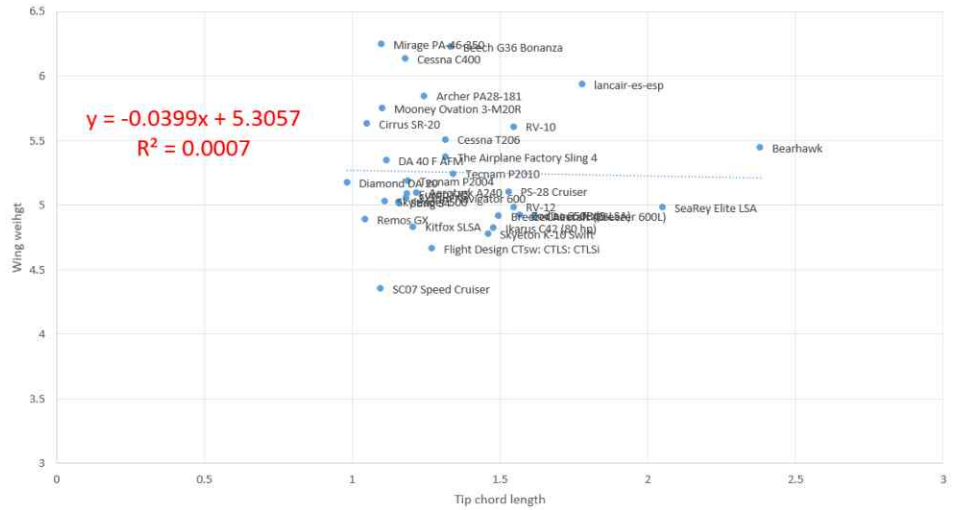


그림 264. 날개무게와 끝단시위길이의 산점도 및 결정계수

사) 날개무게-가로세로비
아래 그림과 같은 회귀선과 결정계수를 가짐

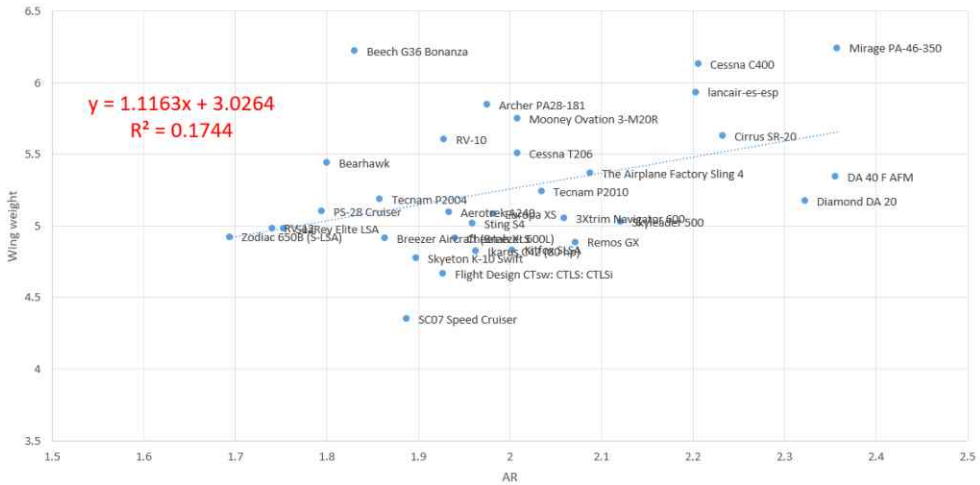


그림 265. 날개무게와 가로세로비의 산점도 및 결정계수

3) 과적합(Over-fitting)

일반적으로 회귀모형이 복잡해질수록 주어진 자료에 대한 설명력은 우수해지지만 복잡한 회귀모형은 검증자료에 대한 예측력이 떨어짐. 이러한 문제를 과적합이라 하며 아래 그림과 같은 경향을 보임

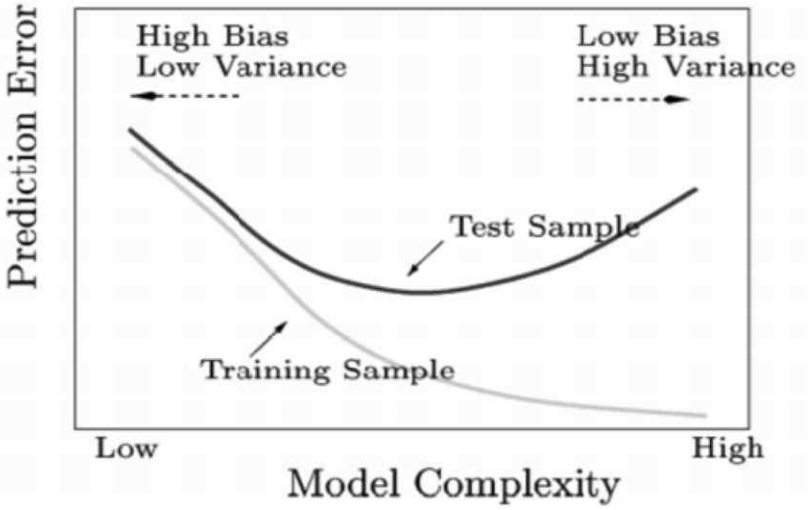


그림 266. 과적합 예시

가) K-fold cross validation

주어진 자료를 다음과 같이 무작위로 분할한 뒤 각각의 분할된 자료의 특성에 따라 모형적합, 모형평가로 자료를 활용함으로써 과적합을 방지함

• 훈련 자료(Training data) : 모형 적합을 위해 사용되는 자료

• 평가 자료(Test data): 훈련 및 검증자료로 만들어진 최종 모형이 미래에 주어질 새 로운 자료에 대하여 얼마나 좋은 성과를 갖는지를 평가하는데 사용되는 자료

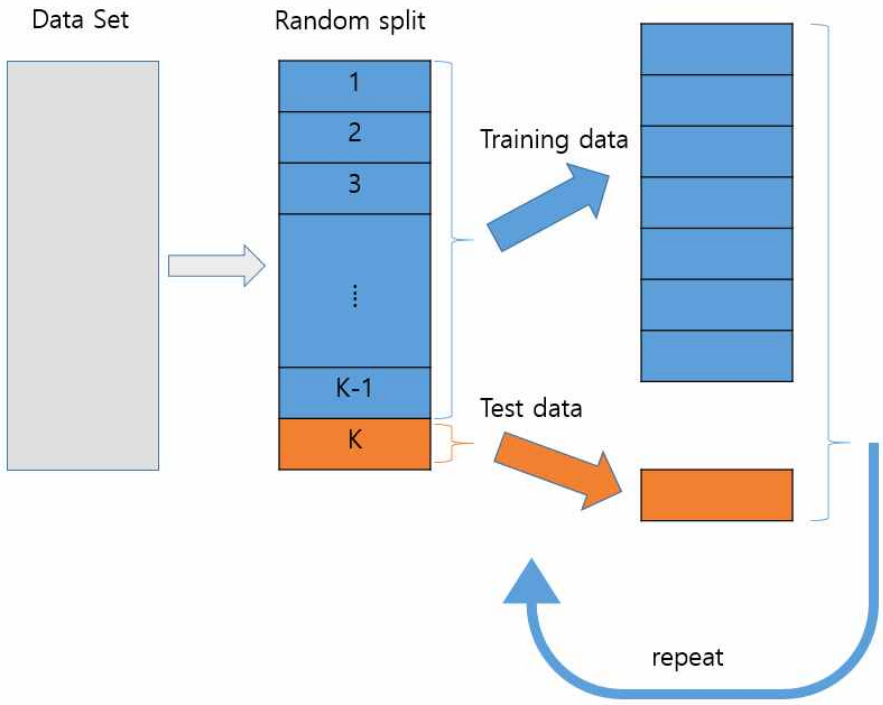


그림 267. K-fold cross validation method

(1) 자료를 균등하게 K개의 그룹으로 분할
(2) 각 j에 대하여, j번째 그룹을 제외한 나머지 K-1개 그룹의 자료를 이용하여 모형 적합
(3) j번째 그룹의 자료를 이용하여 예측오차를 구함
(4) j=1,...,K 에 대하여 (2), (3)의 과정을 반복
(5) K 개의 예측오차의 평균을 기준으로 최종모형 평가

4) 최종 회귀분석

가) 위에서 구한 결정계수를 기준으로날개면적(S), 날개길이(b), 최대이륙중량(MTOW), 뿌리 시위길이(c)를 최종 독립변수로 판단하고 최종 모형 형태를 다음과 같이 결정함

$$\ln W_{wing} = \ln\beta_0 + \beta_1 \ln S + \beta_2 \ln b + \beta_3 \ln(MTOW) + \beta_4 \ln c \qquad (62)$$

나) K(8)개의 그룹으로 무작위 분할
Excel의 RAND함수를 이용해 자료를 8개 그룹으로 무작위 분할

	A	B	C	D	E	F	G
1	Data Group No.	Aircraft	Wing weight	Area	Span	MTOW	Root chord length
2	1	Ikarus C42 (80 hp)	4.823264038	4.905274778	3.433987204	6.899723107	1.478598311
3		SeaRey Elite LSA	4.979363442	5.056245805	3.404525172	7.222566019	2.530380061
4		Aerotrek A240	5.097164895	4.808355898	3.370738174	7.118826249	1.438061566
5		Bearhawk	5.442186813	5.192956851	3.496507561	7.901007052	2.381088154
6	2	Skyleader 500	5.029127885	4.848116365	3.484312288	7.153833802	1.62234856
7		lancair-es-esp	5.9347388	4.941642423	3.572345638	8.174702882	2.298588196
8		Cheetah XLS	4.91285304	4.960183751	3.449987546	7.118826249	1.742849966
9		Diamond DA 20	5.174156838	4.828313737	3.575150689	7.410347098	1.374927608
10	3	Kitfox SLSA	4.831207836	4.852030264	3.42751469	7.185387016	1.417219973
11		Tecnam P2010	5.241255734	5.005957705	3.520164901	7.846589975	1.551305819
12		DA 40 F AFM	5.344910933	4.981549713	3.668676747	7.837948916	1.760987811
13		Zodiac 650B (S-LSA)	4.922418833	4.8978398	3.295836866	7.185387016	1.767806228
14	4	RV-10	5.605886461	4.997212274	3.46260601	7.901007052	1.546793892
15		SC07 Speed Cruiser	4.350099026	4.682131227	3.284663565	6.948897222	1.340685784
16		Archer PA28-181	5.845345717	5.135798437	3.555348061	7.843848638	1.899026563
17		Flight Design CTsw: CTLS: CTLS	4.663776828	4.672828834	3.299902664	7.187657164	1.270222631
18	5	Mirage PA-46-350	6.242849215	5.164785974	3.761200116	8.375629627	1.736818351
19		Tecnam P2004	5.185092509	4.774068722	3.316002536	7.185387016	1.600684762
20		A-22LS	4.608520537	4.993828176	3.502549876	6.899723107	1.602172559
21		Cirrus SR-20	5.630010714	4.906755164	3.569532696	8.006367568	1.654572793
22	6	Skyeton K-10 Swift	4.775427195	4.844187086	3.370738174	7.145196135	1.460626031
23		3Xtrim Navigator 600	5.054837101	4.847331743	3.453157121	7.100027167	1.40605096
24		The Airplane Factory Sling 4	5.369579911	4.899331225	3.493472658	7.614805365	1.667107659
25		Cessna T206	5.50625541	5.159055299	3.583518938	8.188689124	1.687103427
26	7	Sting S4	5.018482559	4.783140624	3.371081758	7.185387016	1.629584123
27		PS-28 Cruiser	5.102204807	4.885827644	3.340030946	7.185387016	1.678507974
28		Europa XS	5.08464648	4.624972813	3.303216973	7.222566019	1.455763825
29		Breezer Aircraft (Breezer 600L)	4.914924048	4.850466542	3.356897123	7.187505981	1.496929404
30	8	Skyeton K-10 Swift	4.983426118	4.844187086	3.292126287	7.185387016	1.547053931
31		Beech G36 Bonanza	6.223219678	5.198497031	3.514526067	8.202482447	2.173743352
32		Mirage PA-46-350	5.750277397	5.164785974	3.586292865	8.122074375	1.95171898
33		Cessna C400	6.132448401	4.950177325	3.577947893	8.188689124	1.611835037

그림 268. 무작위 분할된 회귀자료

다) 8-fold cross validation 적용
아래 그림과 같이 총 8가지 경우에 대하여 각각의 훈련자료(Training data set)와, 평가자료(Test data set)로 회귀분석과 검증을 실시한 후 예측오차의 평균을 기준으로 최종모형을 평가함

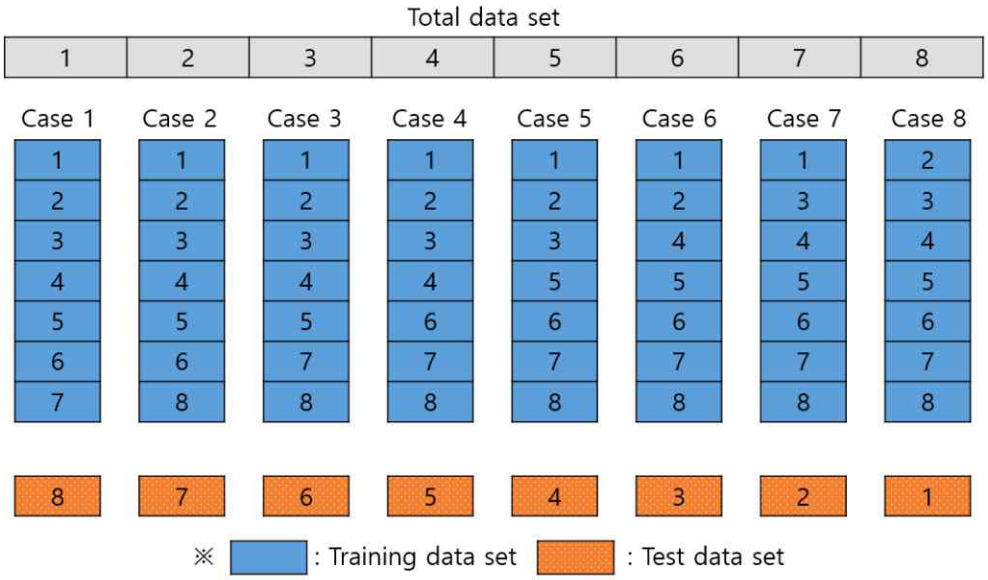


그림 269. 8-fold cross validation

(1) 회귀계수

회귀계수는 각각의 경우에 대하여 Excel의 분석도구 중 하나인 회귀분석도구를 사용하여 아래 표와 같은 결과값을 얻음

표 88 항공기 날개 회귀계수

	Regression Coefficient (Case 1)	Regression Coefficient (Case 2)	Regression Coefficient (Case 3)	Regression Coefficient (Case 4)
$\ln\beta_0$	-1.44065	-2.43109	-2.50687	-1.8158
β_1	-0.27174	-0.03413	0.14986	-0.09661
β_2	0.571561	0.315293	-0.07835	0.267476
β_3	0.764044	0.870857	0.963489	0.845922
β_4	0.172278	0.123936	0.041284	0.153767
	Regression Coefficient (Case 5)	Regression Coefficient (Case 6)	Regression Coefficient (Case 7)	Regression Coefficient (Case 8)
$\ln\beta_0$	0.533689	-2.29149	-1.6097	-1.5779
β_1	-0.51525	-0.18577	-0.14589	-0.15588
β_2	-0.02993	0.478256	0.132933	0.107763
β_3	0.955926	0.88456	0.914056	0.864622
β_4	0.118975	0.111848	0.151528	0.443465

(2) 결과분석

위에서 구한 회귀계수를 바탕으로 나온 회귀식과 예측오차를 아래 표에 나타냄. 예측오차의 평균이 가장 작은 회귀식 모형은 Case 7의 4.27%로 Case7을 최종모형으로 평가함

표 89 일반항공기(General Aviation) 회귀분석 결과

Case 1	
Regression equation	$W_{wing} = 0.236 S^{-0.271} b^{0.572} (MTOW)^{0.764} c^{0.172}$

Test data	Skyeton K-10 Swift	Beech G36 Bonanza	Mirage PA-46-350	Cessna C400
Estimated wing weight (lbs)	131.7	329.3	313.4	328.12
True Wing weight (lbs)	145.97	504.32	314.27	460.56
Relative error (%)	9.72	34.7	0.27	28.75
Relative error average (%)	18.36		R^2	0.826
Case 2				
Regression equation	$W_{wing} = 0.088 S^{-0.034} b^{0.315} (MTOW)^{0.871} c^{0.124}$			
Test data	Sing S4	PS-28 Cruiser	Europa XS	Breezer 600L
Estimated wing weight (lbs)	138	137.1	137.38	135.18
True Wing weight (lbs)	151.18	164.38	161.52	136.30
Relative error (%)	8.65	16.59	14.94	0.83
Relative error average (%)	10.26		R^2	0.852
Case 3				
Regression equation	$W_{wing} = 0.082 S^{0.149} b^{-0.07} (MTOW)^{0.963} c^{0.041}$			
Test data	Skyeton K-10 Swift	3Xtrim Navigator 600	The Airplane Factory Sling 4	Cessna T206
Estimated wing weight (lbs)	134.23	127.46	212.559	381.77
True Wing weight (lbs)	118.56	156.77	214.77	246.22
Relative error (%)	13.21	18.69	1.03	55.05
Relative error average (%)	22		R^2	0.872
Case 4				
Regression equation	$W_{wing} = 0.162 S^{-0.09} b^{0.267} (MTOW)^{0.845} c^{0.153}$			
Test data	PA-46-350	Tecnam P2004	A-22LS	Cirrus SR-20
Estimated wing weight (lbs)	421.35	138.98	112.34	296.52
True Wing weight (lbs)	514.32	178.58	100.33	278.66
Relative error (%)	18.07	22.17	11.97	6.4
Relative error average (%)	14.65		R^2	0.826
Case 5				
Regression equation	$W_{wing} = 1.7 S^{-0.515} b^{-0.03} (MTOW)^{0.956} c^{0.119}$			
Test data	RV-10	SC07 Speed Cruiser	Archer PA28-181	CTLS
Estimated wing weight (lbs)	268.27	124.58	245.94	155.87
True Wing weight (lbs)	272.02	77.48	345.62	106.03
Relative error (%)	1.37	60.78	28.84	47.02
Relative error average (%)	34.51		R^2	0.869

Case 6				
Regression equation	$W_{wing} = 0.101 S^{-0.185} b^{0.478} (MTOW)^{0.884} c^{0.112}$			
Test data	Kitfox SLSA	Tecnam P2010	DA 40 F AFM	Zodiac 650B
Estimated wing weight (lbs)	142.70	264.11	289.37	138.17
True Wing weight (lbs)	125.36	188.91	209.53	137.33
Relative error (%)	13.83	39.8	38.1	0.61
Relative error average (%)	23.08		R^2	0.871
Case 7				
Regression equation	$W_{wing} = 0.199 S^{-0.145} b^{0.133} (MTOW)^{0.914} c^{0.152}$			
Test data	Skyleader 500	Lancair-es-esp	Cheetah XLS	Diamond DA 20
Estimated wing weight (lbs)	138.52	389.42	133.80	171.22
True Wing weight (lbs)	152.79	377.94	136.02	176.64
Relative error (%)	9.34	3.03	1.63	3.07
Relative error average (%)	4.27		R^2	0.835
Case 8				
Regression equation	$W_{wing} = 0.206 S^{-0.156} b^{0.107} (MTOW)^{0.864} c^{0.443}$			
Test data	Ikarus C42	Searey Elite LSA	Aerotrek A240	Bearhawk
Estimated wing weight (lbs)	104.45	214.37	125.03	356.63
True Wing weight (lbs)	124.37	145.38	163.55	230.94
Relative error (%)	16	47.45	23.56	54.42
Relative error average (%)	35.35		R^2	0.876

(3) 최종 회귀식 비교 검증

최종모형의 결과 검증을 위해 위에서 소개된 Raymer, Nicolai의 날개 중량 예측식과 비교 분석함. 비교 검증에 사용된 평가자료는 위에서 언급한 Roskam 문헌에 소개된 10개의 실제 단발 프로펠러 항공기를 사용하며 결과는 아래 그림에 나타냄. Raymer의 예측식 오차평균은 19%, Nicolai 예측식의 오차평균은 20%, 회귀분석을 통한 예측식은 12%로 나타남. 오차평균뿐만 아닌 각각의 오차값들을 비교해도 전반적으로 우수한 예측결과를 나타냄

Raymer equation	True Weight (lbs)	Estimation value (lbs)	error(%)	error average(%)
cessna150	216	217.6458096	0.756187117	19.21065341
cessna172	226	301.3586274	25.00629501	
Cessna 180	235	310.9273054	24.41963252	
Cessna 182	235	339.3003832	30.73983654	
L-19A	238	288.6468684	17.54630796	
Cessna 210A	261	335.9608426	22.31237487	
Beech J-35	379	256.7369762	47.6218991	
Saab Safir	276	285.8913575	3.45983089	
Rockwell 112TCA	334	291.7644777	14.47589598	
Cessna 210J	335	355.5065947	5.768274073	

Nicolai equation	True Weight (lbs)	Estimation value (lbs)	error	error average(%)
cessna150	216	182.042923	18.65333543	20.02191457
cessna172	226	268.0856115	15.69857153	
Cessna 180	235	284.305121	17.34232602	
Cessna 182	235	320.9809896	26.7869414	
L-19A	238	251.029453	5.19040809	
Cessna 210A	261	316.8775562	17.63380055	
Beech J-35	379	232.7913318	62.80674931	
Saab Safir	276	255.8752367	7.865068768	
Rockwell 112TCA	334	262.5622357	27.20793571	
Cessna 210J	335	338.5001215	1.034008938	

Regression equation	True Weight (lbs)	Estimation value (lbs)	error	error average(%)
cessna150	216	165.68544	23.29377776	11.852804
cessna172	226	246.3786067	9.017082618	
Cessna 180	235	276.5436515	17.67814956	
Cessna 182	235	301.7948089	28.42332295	
L-19A	238	243.8755207	2.468706186	
Cessna 210A	261	287.5048472	10.15511386	
Beech J-35	379	290.8357011	23.262348	
Saab Safir	276	276.2988927	0.108294473	
Rockwell 112TCA	334	321.2897286	3.805470478	
Cessna 210J	335	336.0578433	0.315774121	

그림 270. 최종 회귀식 비교 검증

2-2-② 해외 선진 사례와의 비교 평가

○ 국외 개발사례와 사이징 프로그램을 통한 PAV 설계의 비교

표 90 Transition performance[14]

	SI unit	US unit
Capacity	2 Seats (side-by-side)	
도로주행 사이즈 (L×W×H)	6m × 2.29m × 2.03m	19ft6in × 7ft6in × 6ft8in
비행모드 사이즈 (L×W×H)	6.02m × 8.08m× 1.98m	19ft9in × 26ft6in × 6ft6in
이륙총중량	648.64 kg	1430 lb

공허중량	439.98 kg	970 lb
최대 속도	185.2 km/h	100 kt
순항 속도	160 km/h	86.4 kt
실속 속도	100 km/h	54 kt
비행거리 (Air) 주행거리 (Road)	660 km 1295.52 km	410 sm 805 sm
이륙 주행거리 착륙 주행거리	30.48 m 30.48 m	100 ft 100 ft
연료 소모율	8.45 km/l	19.87 mi/g
동력장치	1 × Rotax 912 (75kW)	
익면하중 (W/S)	12 lb/ft^2	
동력대중량비 (P/W)	0.07 hp/lb	

표 91 Aeromobil 4.0 performance

	SI unit	US unit
Capacity	2 Seats (side-by-side)	
도로주행 사이즈 (L×W×H)	5.9m × 2.2m × 1.5m	19ft4in × 7ft3in × 4ft11in
비행모드 사이즈 (L×W×H)	5.8m × 8.8m × 1.4m	19ft4in × 28ft10in × 4ft7in
이륙총중량	960 kg	2116 lb
공허중량	720 kg	1587lb
최대 속도	360 km/h	194 kt
순항 속도	259 km/h	140 kt
실속 속도	112 km/h	60 kt
비행거리 (Air)	750 km	466 sm
이륙 주행거리	595 m	397 ft
익면하중 (W/S)	16 lb/ft^2	
동력대중량비 (P/W)	0.14 hp/lb	

출처 : https://www.aeromobil.com/

표 92 PAL-V performance

	SI unit	US unit
Capacity	2 Seats (Tandem)	
도로주행 사이즈 (L×W×H)	4m × 2m × 1.7m	13ft1in × 6ft7in × 5ft7in
비행모드 사이즈 (L×W×H)	6.1m × 2m × 3.2m	20ft × 6ft7in × 10ft6in
이륙총중량	910 kg	2006 lb
공허중량	664 kg	1464 lb
최대 속도	180 km/h	97 kt
순항 속도	140 km/h	76 kt
실속 속도	50 km/h	27 kt
비행거리 (Air)	500 km	311 sm
이륙 주행거리	180 m	591 ft
로터 지름	10.75m	35ft 3in
연료 소모율	5.38 km/l	12.65 mi/g
동력대중량비 (P/W)	0.05 hp/lb	

출처 : https://www.pal-v.com/

표 93 Switchblade performance

	SI unit	US unit
Capacity	2 Seats (side-by-side)	
도로주행 사이즈 (L×W×H)	5.1m × 1.8m × 1.5m	16ft10in × 6ft × 5ft1in
비행모드 사이즈 (L×W×H)	6.2m × 8.2m × 1.5m	20ft2in × 6ft × 5ft1in
이륙총중량	794 kg	1750 lb
공허중량	547 kg	1206 lb
최대 속도	322 km/h	174 kt
순항 속도	257 km/h	139 kt
실속 속도	108 km/h	58 kt
비행거리 (Air)	724 km	450 sm
이륙 주행거리	335 m	1,100 ft
연료 소모율	7.56 km/l	17.78 mi/g
익면하중 (W/S)	26 lb/ft^2	
동력대중량비 (P/W)	0.11 hp/lb	

출처 : https://www.samsonsky.com/

표 94 Sizing program configuration performance

	SI unit	US unit
Capacity	2 Seats (side-by-side)	
도로주행 사이즈 (L×W×H)	5.18m × 1.86m × 1.5m	17ft × 6ft1in × 5ft
비행모드 사이즈 (L×W×H)	5.18m × 9.14m × 1.5m	17ft × 30ft × 5ft
이륙총중량	961 kg	2119 lb
공허중량	716 kg	1578 lb
최대 속도	190 km/h	103 kt
순항 속도	163 km/h	88 kt
실속 속도	89 km/h	48 kt
비행거리 (Air)	248 km	154 sm
이륙 주행거리	418 m	1,370 ft
연료 소모율	4.88 km/l	11.48 mi/g
익면하중 (W/S)	18 lb/ft^2	
동력대중량비 (P/W)	0.06 hp/lb	

- 일반적으로 초기 개념설계 단계에서 설계된 공학적 설계변수의 정확성에 대한 판단은 기존에 축적되어진 자료들에 의존할 수밖에 없음
- PAV는 항공기시장과 자동차시장에 제시된 신개념의 항공기로 축적되어진 자료들은 희박하며, 몇 공개된 자료 이외에 제조사들은 정보를 공개 하지 않음
- 따라서 본 프로그램의 신뢰성 검증은 쉽지 않음, 본 연구에서는 연구자들의 공학적 지식과 일부 공개된 PAV자료, PAV와 가장 유사한 항공기급의 자료를 이용하여 본 프로그램의 신뢰성과 우수성을 검증하였음
- 위 표들에 기존에 개발되어 상업화에 가까운 도로주행형 PAV들인 Transition, Aeromobil 4.0, PAL-V, Switchblade와 본 연구에서 사이징 프로그램을 이용하여 사이징된 PAV를 비교하였음
- 5가지의 도로주행형 PAV에서 각각 다른 형태의 접이구조를 사용하여 도로주행을 할 수 있음. 또한, FAR PART 23 인증기준인 6,000lb이하의 이륙총중량, 61kts를 초과하지 않는 실속속도 기준이 공통적으로 적용되었음
- 도로주행형 PAV의 익면하중과 동력대중량비를 Raymer 책의 통계적 수치와 비교하였을 때 익면하중과 동력대중량비 두 가지 수치 모두 유사한 PAV는 본 프로그램을 이용하여 사이징한 도로주행형 PAV인 것을 알 수 있음

- Aeromobil 4.0을 제외한 도로주행형 PAV의 순항 시 연료효율은 비행거리 및 기상 상황 등 다양한 요인으로 인하여 실제로는 차이가 있을 수 있지만 현재 Transition의 연료효율이 가장 좋은 것을 알 수 있음

2-3-① PAV 성능향상을 위한 기술 조합 연구

○ 사이징 프로그램에서 PAV 성능향상을 위한 기술 시트(Technology Sheet)



그림 271. 기술 시트

- 기술 시트에서는 엔진, 에너지 저장, 추진, 공력, 구조, 기타장비에 속하는 부품의 미래 기술 발전이 PAV 성능에 얼마나 영향을 미치는지를 분석함. 기술 시트에서 각 부품의 기술 발전 정도를 설정한 후 켬/꺼짐을 체크하면 PAV 사이징 프로그램을 실행하였을 때 그 기술의 반영이 가능함

○ PAV 성능향상을 위한 미래 기술 조사

- 2030년의 상용화될 미래 기술을 반영하여 사이징을 수행함

- 우선 평가에 포함될 2030년에 도입될 Roadable PAV 유망 기술들을 발굴하기 위해 문헌조사를 실시하여 아래에 제시함. 잠재 기술들의 조사는 접근 및 착륙하는 동안 고양력 생성, 영-양력 항력 감소, 유도 항력 감소, 엔진 연료 효율 및 비출력 향상, 전기 모터, 배터리, 구조 무게, 조종석 무게, 세부 계통 무게 등을 조사함

- 기술들의 득과 실을 모델링하여 사이징 및 통합 프로그램에 반영함. C2의 개념 설계에 대해 경량화, 낮은 연료소모 로터리 엔진, 고 에너지 전지 밀도, 높은 전기 모터의 비출력의 영향을 조사함. 또한 양력계수를 크게 증가시키는 날개의 순환(circulation) 제어는 앞전에서부터 뒷전까지 압축된 공기가 필요하기 때문에 무게의 증가와 에너지의 공급원을 반드시 고려해야 함

- 기체구조와 세부계통의 무게를 줄이는 기술은 전체 PAV의 무게를 줄이고 필요한 엔진의 크기도 줄이며 연료소모를 줄이므로 자세히 고려해야 함. 가장 큰 성능의 증가는 항력 감소 기술로부터 얻어짐. 따라서 자동차 모양의 동체에 대해 추가적인 항력 감소를 위해 헬리콥터 동체 설계 기술을 도입함. 고속에서는 헬리콥터의 로터 축과 동체가 유해항력의 대부분을 차지하므로 현재 개발 중인 유해항력을 줄이는 기술, 즉 Zero net mass flux jet, piezo-electric active skin, laminar flow drag coating 기술들의 도입을 고려해야 함

- 고양력 장치(High Lift Devices)

• 유동순환제어(Flow Circulation Control)

1. 유동 순환 플랩(Flow circulation flap)

유동은 코안더효과에 의하여 표면을 따라 흐르는 특징을 가지고 있음. 플랩(Flap)을 사용해 뒷전의 각도를 조절하여 유동의 흐름을 아랫방향으로 바꾸어 양력을 증가시킴

◆ 장점

가변적인 속도에서 정확한 유동 흐름각을 제어함으로써 양력을 최적화 시킬 수 있음

Flaparons(Flap+Ailerons)의 역할을 할 수 있음

◆ 단점

시스템이 복잡해져 무게가 증가할 수 있음



그림 272. NASA SC(2)-0414 Supercritical Airfoil with Superimposed Dual Radius Flap[37]

2. 앞전 분출(Leading edge blowing)

앞전에 유동을 재공급하여 박리를 지연시켜 실속각도를 증가시킴

◆ 장점

실속각도를 높여 양력의 최대값을 증가 시킬 수 있음

◆ 단점

시스템이 복잡해져 무게가 증가할 수 있음

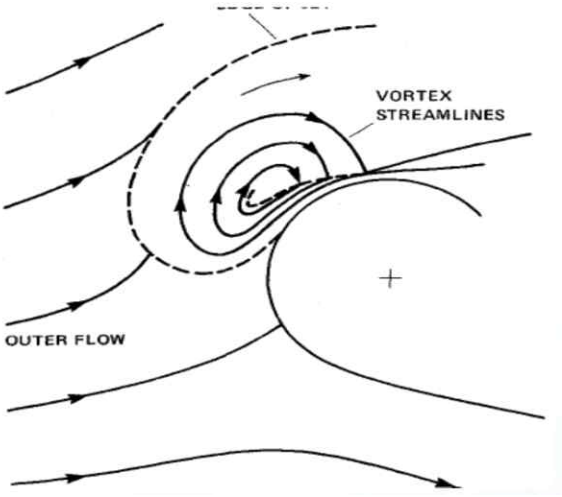


그림 273. Leading Edge Blowing[38]

3. 날개 윗면 분출(Upper surface blowing)

엔진을 날개 윗면에 장착하여 엔진 추력을 뒷전플랩에 작용되는 코안더효과에 의하여 양력으로 바꿈

◆ 장점

DP(Distributed Propulsion) 설계로 높은 효율을 보임

◆ 단점

PAV에서 사용하는 접이식날개에 적용하기에는 제한이 있음

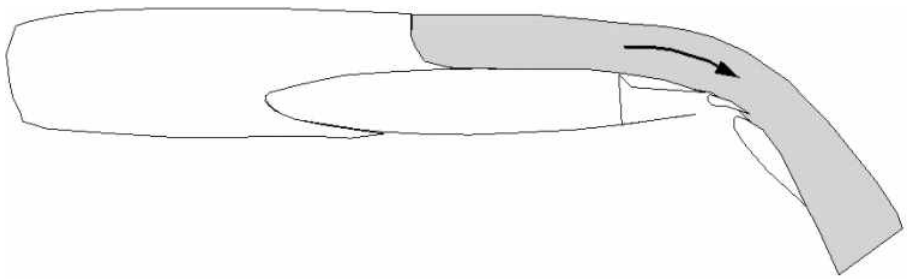


그림 274. Upper Surface Blowing[39]

- 동체 항력 감소(Body Drag Reduction)

• Goldschmied Fuselage

1. 풍동 실험 결과 종래의 유선형 몸체보다 약 50%의 항력 감소를 보임

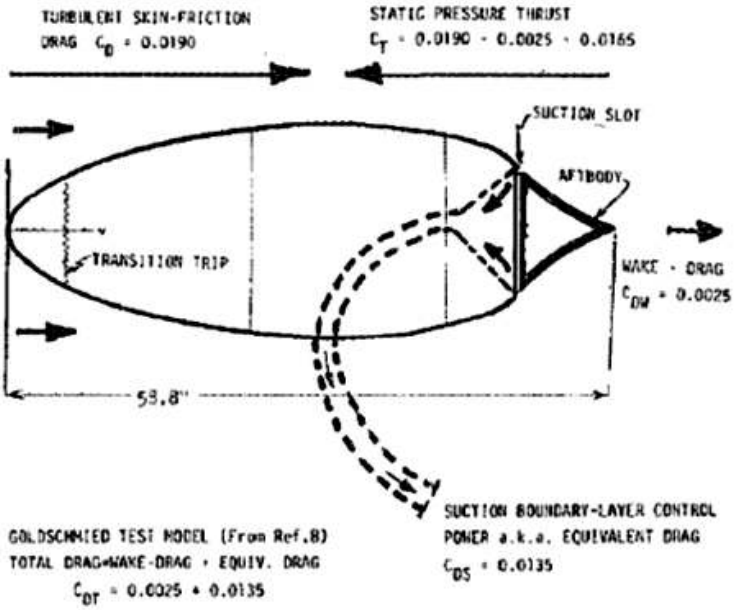


그림 275. Goldschmied Test[40]

2. blowing 메커니즘을 위한 공기 흡입구와 볼록한 끝 부분에서 볼록한 천이가 일어나는 공기 배출구

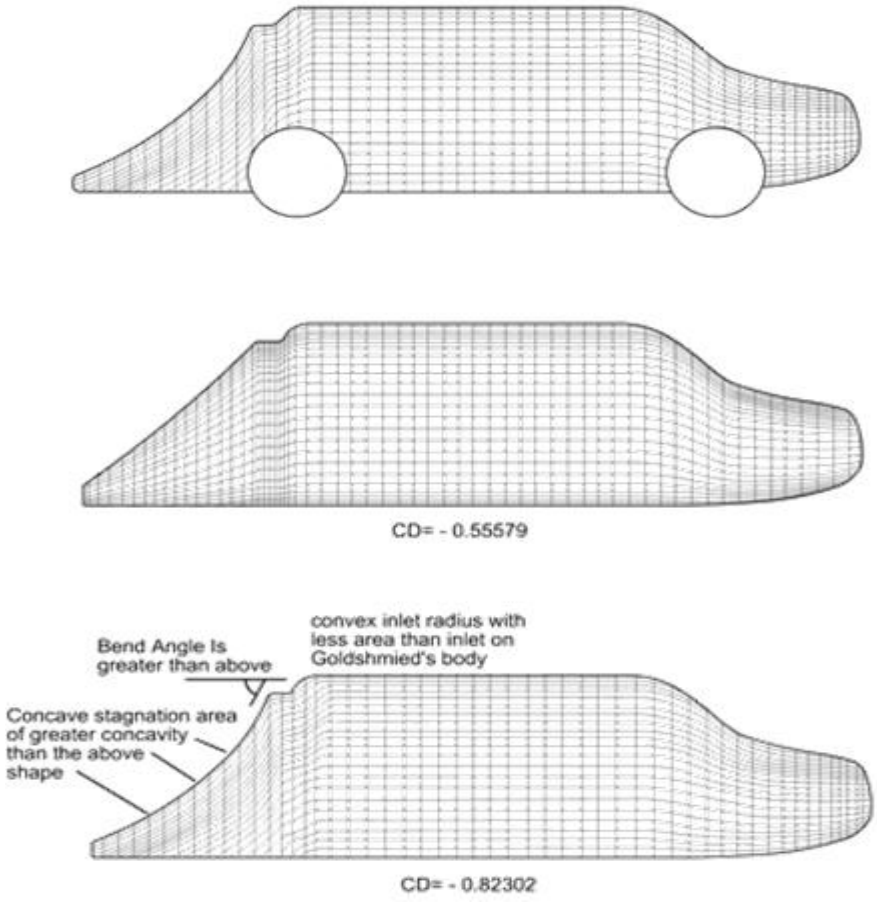


그림 276. Goldschmied Fuselage[41]

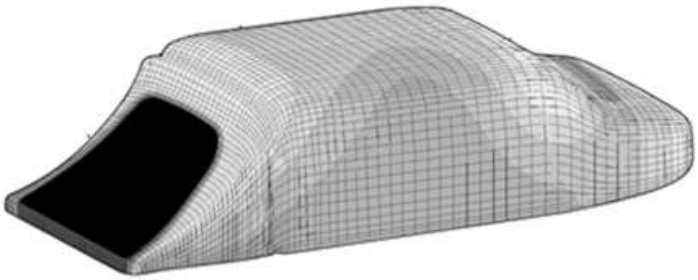


그림 277. Goldschmied Fuselage Design[41]

• 나노 코팅(Nano-coating)

특징

1. 나노 코팅의 원료는 나노스케일 아크릴 폴리머 비즈(Nano-scale acrylic polymer beads)로 제작됨
2. 설계과정 중 기하학적 디자인 수정이 필요하지 않음
3. 창문을 제외한 모든 표면에 적용 가능함
4. 층류(Laminar flow)에서 30%~40%, 난류(turbulent flow)에서 15% 항력 감소 및 연료 효율 1~2% 증가[42]

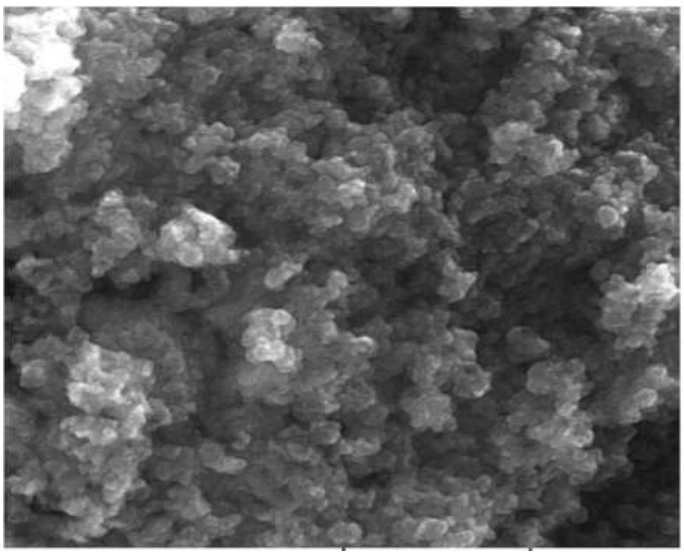


그림 278. SEM(Scanning Electron Microscope) image of the coated sample[42]

• 압전 능동 스킨(Piezo-Electric Active Skin)

특징

1. 5%~10% 항력 감소
2. 날개 표면에 적용될 경우 10%~17% 양력계수 개선
3. 난류를 방해하는 방향으로 표면이 진동

단점

1. 시스템이 복잡해짐
2. 무게가 증가하므로 효율면에서 이득이 없음
3. 외부 표면이 얇고 유연할 때만 가장 적합

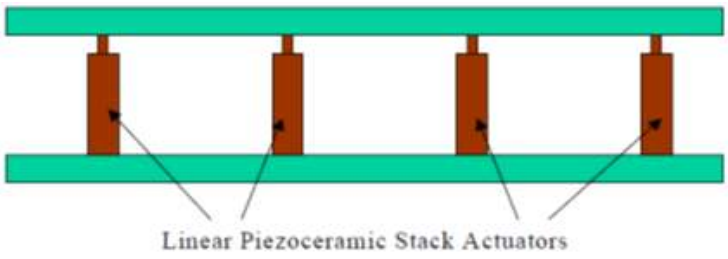


그림 279. Skin design with linear piezoceramic stack actuators[43]



그림 280. Deformed and Undeformed plots of twice the Unit Cell[43]

- 소음과 안전성(Noise & Safety)

PAV는 도심에서 운용되어지기 때문에 낮은 소음과 높은 안전성이 필요함. 덕트팬은 불의의 지상사고에서 프로펠러 블레이드의 분리를 막아 2차 피해를 예방할 수 있으며 외부 물체에 의한 손상(FOD: Foreign Object Damage)을 예방 할 수 있음

- 소음(Noise)

1. Q-fan

Hamilton Standard는 Q-fan을 이용해 같은 추력을 가진 일반적인 형태의 프로펠러 소음을 약 30PNdb정도 줄임

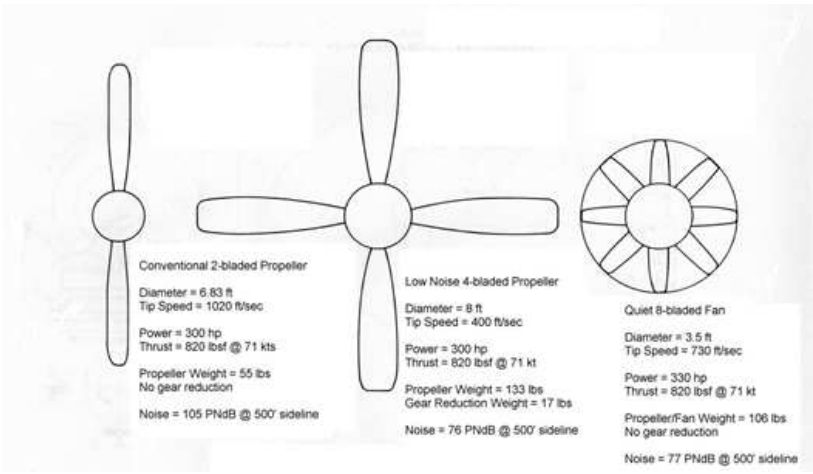


그림 281. Q-fan(Quiet-fan)[44]

- 안전성(Safety)

1. 지상에서의 사고

실수로 fan에 들어갈 가능성 감소

덕트는 덮개가 눈에 보이고, 날개와 꼬리날개는 문과 덕트 사이에 장벽을 형성

날개가 접혀 있을 때 fan으로 들어가는 것이 불가능

2. 덕트가 동체보다 작기 때문에 조류 충돌(bird strike)로부터 잘 보호됨

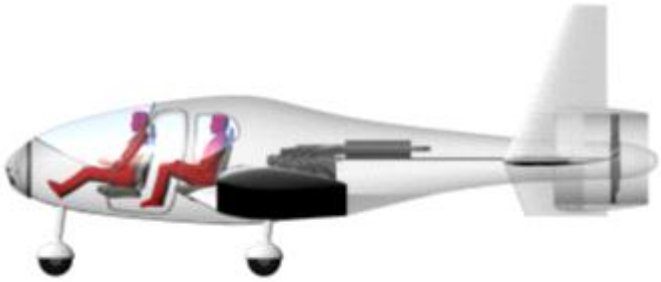


그림 282. Safety duct fan

3. 덕트에서의 blade 이탈 방지



그림 283. duct에서의 blade 이탈 사고

- PAV에 사용 가능한 추진 시스템

• 표준 항공기 내연기관(standard aircraft ICE)

1. Rotax 912 [45]

◆ 출력(Power Output) - 59.6 kW(79.9 hp) at 5,800 rpm

◆ 비출력(Specific Power) - 48.71 kW/L

◆ 연료소모율(Fuel Consumption) - 15 L/hr at 5000 rpm(75% power)

◆ 비연료소모율(Specific Fuel Consumption) - 285 g/(kW*hr) at 5500 rpm

◆ 마력대중량비(Power to Weight ratio)- 980 W/kg (1.341HP/kg)



그림 284. Rotax 912 [45]

- 가스터빈(Gas Turbine) 엔진

  부피가 작고 무게가 가벼워 하이브리드의 발전기(generator) 또는 항공기 APU (Auxiliary Power Unit)으로 사용 될 수 있음

표 95 Estimated APU power and emission database [46]

APU	Aircraft	$\dot{m}_f$ [kg/hr]	P [KW]	HC [g/kg]	CO [g/kg]	NO_x [g/kg]
36-150	BAD-146	68.0	-	0.61	6.45	5.10
36-300	A-320	100.0	-	0.15	2.05	10.10
36-4A	Fokker F-28	61.0	-	0.36	13.47	5.10
85-129	B- 737-100/300	106.5	-	1.03	17.99	4.75
131-9	A-320, MD-90	115.5	447	0.37	4.88	6.64
331-200ER	B-757	121.5	-	0.43	4.13	9.51
331-350	A-330/340	186.0	-	0.23	1.86	9.90
331-500	B-777	243.0	750	0.20	1.89	11.41
331-600	A-340-600	290.0	894	-	-	-
PW901A	B-747-400	391.3	-	1.50	16.78	3.15
PW980A	A-380-861	470.0	1340	-	-	-

  - Honeywell 36-150 (APU)

    무게(Weight) - 150 lb (배기냉각 열교환기 포함하지 않음)

    출력(Power Output) - 35.3 kW(47.3 hp)

    연료소묘율(Fuel Consumption) - 68 kg/hr

    마력대중량비(Power to Weight ratio) - 0.69 HP/kg



그림 285. Honeywell 36-150

  - Jaguar C-X75 터빈 카 개념

    출력(Power Output) - 70 kW(93.9 hp) at 80,000 rpm

    biofuel, diesel, CNG, LPG를 연료로 사용 가능



그림 286. Jaguar C-X75[47]



그림 287. Bladon Jets사의 Engine

- Wankel Rotary Engine [48]
  - ◆ 장점

1. 다른 엔진들에 비하여 비행 중 엔진의 고장 원인이 될 수 있는 엔진 노크(Engine Knock) 발생 빈도가 낮음
2. 하강하는 동안 발생하는 냉각충격(Shock-cooling) 현상에 취약하지 않음
3. 고출력 냉각을 위해 농축 혼합물이 필요하지 않음
4. 피스톤 엔진보다 가벼움

   기존의 GA 엔진과 비교했을 때 약 60 lbs (13.3%) 무게 감소

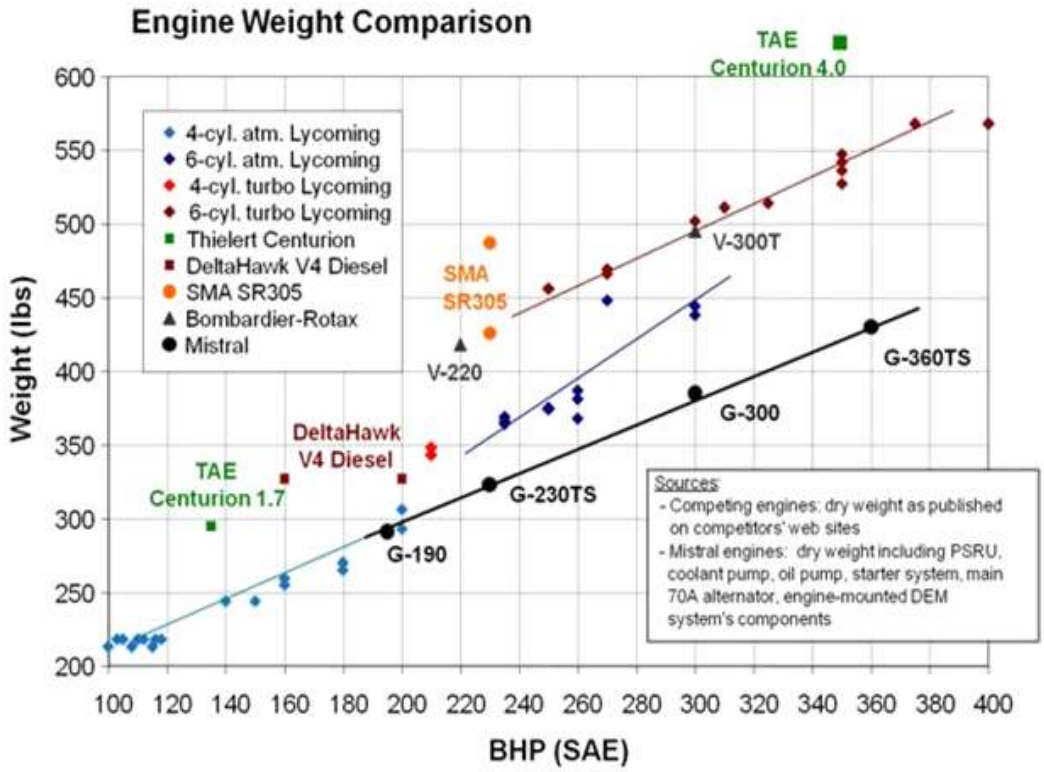


그림 288. Engine Weight Comparison

5. 총 공간을 차지하는 부피가 피스톤 엔진에 비하여 40% 작음



그림 289. Rotary vs Piston Engine Size

6. 낮은 진동

7. 가스 터빈 엔진에 비하여 연료소모율(SFC: Specific Fuel Consumption)이 작음

8. 피스톤 엔진에 비하여 마력대중량비가 좋음

◆ 단점

피스톤 엔진보다 많은 연료 소모량을 갖으나 터빈 엔진보다는 효율이 좋음

◆ 현재 로터리 엔진(Rotary Engine)은 가스터빈(Gas Turbine) 보조동력장치(Auxiliary Power Unite) 대안으로 개발 중

◆ APU 개발 업체인 미국의 PARS사는 가스터빈 보조동력장치 보다 10배 이상 효율적이라고 주장하는 로터리 보조동력장치를 개발[49]

◆ Mazda 13B Rotary Engine

아마추어 항공기(Home-built aircraft)에서 사용되는 로터리 엔진
무게 : 109 lbs (알루미늄 구조, 냉각 시스템 및 엔진 마운트 포함하지 않음)
마력(Horse Power) : 300 HP at 9000 rpm
마력대중량비(Power to weight) : 2.75 HP/lbs



그림 290. Mazda 13B for aircraft[50]



그림 291. Mazda 13B for sport car[50]

◆ Rotron 600 HFE Engine
Rotron UAV사에서 제조
가스 터빈에 비하여 연료소모율(SFC: Specific Fuel Consumption)이 적음
마력대중량비(Power to weight)가 좋음
대부분의 가스 터빈과 비교했을 때 더 작은 rpm에서 작동



그림 292. Rotron 600 HFE Engine

ENGINE TYPE	TWIN ROTOR, SPARK IGNITION ENGINE
FUEL TYPE	JP5 / JP8 / JET A1
MAX. POWER	56 HP @ 7500 RPM
MAX. CONTINUOUS	52 HP @ 6500 RPM
MAX. TORQUE	42.4 lbs / ft @ 6500 RPM
POWER-TO-WEIGHT RATIO	2.6 HP / KG
DISPLACEMENT	600cc
BLOCK WEIGHT	21 kg / 46.3 lbs
STARTING DEVICE	EXTERNAL / ONBOARD
COMPRESSION RATIO	8.5:1
COOLING	LIQUID COOLING
FUEL CONSUMPTION	0.66 lbs / per HP / per HOUR
MIN/MAX AMBIENT TEMPERATURE	-20 to 50 DEG. CELSIUS
GENERATOR	300W GENERATOR
ADDITIONAL FEATURES	ECU CONTROLLED ALTITUDE COMPENSATION

그림 293. Rotron 600 HFE Engine Specifications[51]

◆ Mistral Aircraft Engine

회사 - 제네바에 본부를 두고 있는 스위스 엔진 회사(MISTRAL Engines)

모델들 - 200, 230, 300, 360 HP



그림 294. Wankel Rotary Engine models

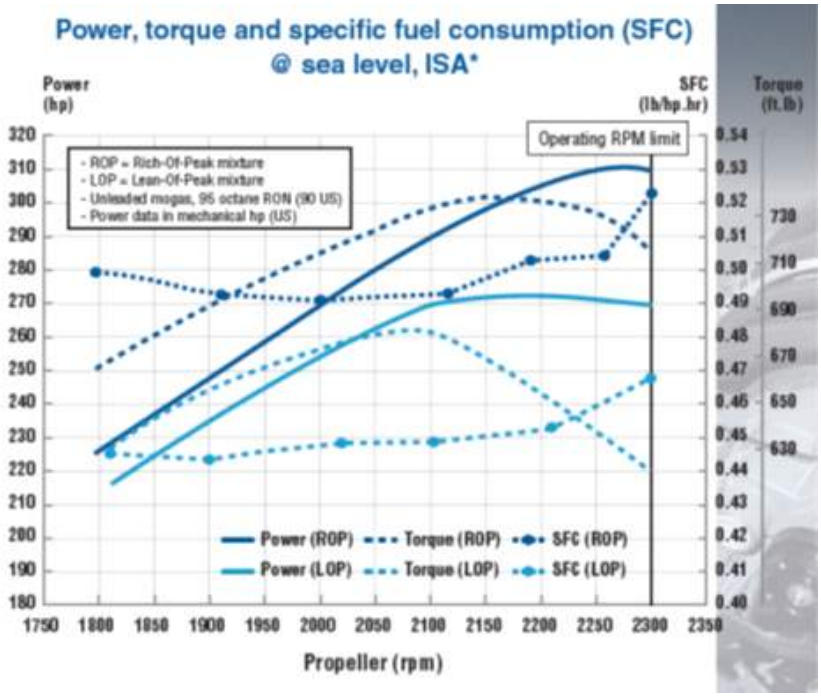


그림 295. Power, Torque and Specific fuel consumption

Engine type	Naturally aspirated rotary
Number of rotors	3
Displacement	3x654cc (3x39.9 cu.in.) per rotor
Cooling	Coolant: water / ethylene glycol Coolant heat load: 87kW / 297kBTU/hr Oil heat load: 39kW / 135kBTU/hr
Engine management	Fully redundant dual-ECU digital control
Fuel system	Dual electronic injection Dual electric fuel pumps
Recommended fuel	100LL Avgas Unleaded auto gasoline (US: 87, Europe: 92)
Propeller speed reduction unit (PSRU)	6-pinion planetary, ratio 2.8235:1 Hydraulic CS propeller governor drive
Propeller rotation	Tractor configuration: clockwise Pusher configuration: anti-clockwise
Max. take-off power	300 hp @ 2,250 propeller rpm
Max. continuous power	As above
75% cruise power	225 hp @ 2,000 propeller rpm
Weight[1]	177 kg / 390 lbs
Dual alternators	14V 70 Amp or 28V 40A

1) Dry engine, PSRU weight including starter, main alternator included

그림 296. G300 Specifications (300HP)

◆ Rotary Engine 적용 비행기

1. Sikorsky Cypher/Cypher Ⅱ - 프로토타입 성공적으로 테스트함

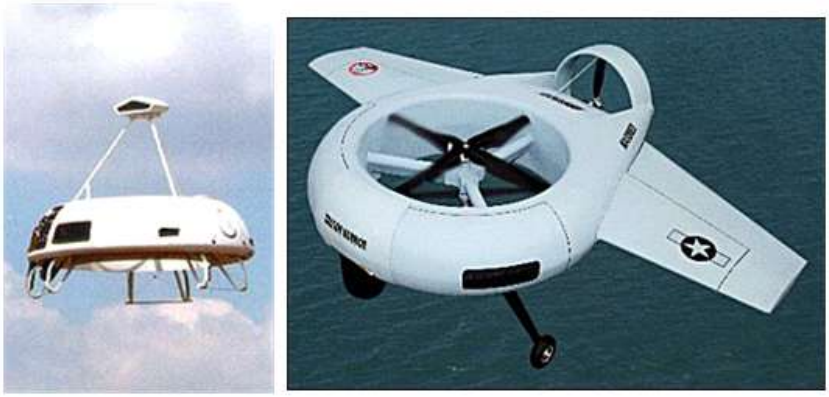


그림 297. Sikorsky Cypher/Cyper Ⅱ

2. Diamond DA-20 - AE80R Austro Wankel Rotary Engine 사용

출력(Power) - 80 HP

무게(Weight) - 27 Kg



그림 298. Diamond DA-20



그림 299. AE80R Engine

◆ 관련된 Rotary 엔진 적용 사례

1. Rotary 엔진 항공기

Mazda 엔진을 사용하는 많은 아마추어 항공기(Home-built aircraft)가 개조됨

Mistral Engine사는 향상된 rotary 엔진 개발 중

P&W Roketdyne사는 DARPA VTOL를 위한 디젤 rotary engine 개발 중

Rotron사는 UAVs를 위한 30~50 hp Wankel 엔진 생산

UK e-Go : 30 hp Rotron Wankel 엔진을 사용한 단일 좌석 커나드 항공기



그림 300. UK e-Go aeroplane

2. 하이브리드 추진 항공기

DA36 E-star : 40 hp(30kw) Austro Wankel rotary 엔진
Siemens 94 hp(70kw) 전기 모터
무게(100kg) 감소, 연료소모율 (20%), 소음 감소
2013년 6월 비행



그림 301. DA36 E-star

3. 하이브리드 자동차를 위한 운행거리 연장

Audi A1 e-tron : 250 cc Wankel engine at 5000 rpm
Fiat 500의 하이브리드 버전
Mazda2 EV : 싱글로터 330 cc, 30 hp at 4500 rpm, 23kW 전력생산

- 전기 모터

• 배터리

◆ 배터리 밀도가 2030년에 거의 3배 개선될 것으로 기대

◆ 하이브리드 항공기의 경우 배터리가 개선되면 무게 감소 효과를 보이지만, 다른 전기 차량들과 비교 했을 때 큰 효과는 없음

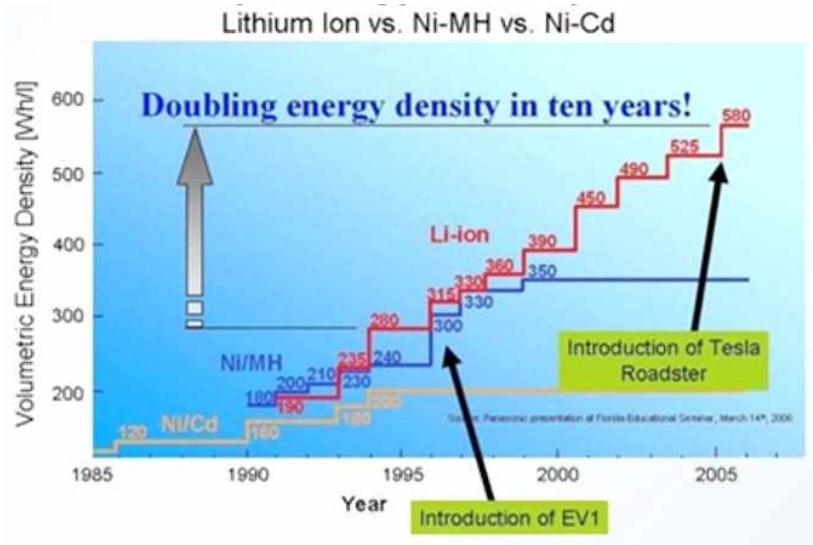


그림 302. Battery Energy Density Trend[52]

- 전체 전기 배터리

  1. 높은 에너지 밀도

     Lithium Air, Lithium-Sulfate, Lithium Hydrogen

  2. 빠른 충전

     Graphene Capacitor - 20초 안에 재충전 가능

- 하이브리드 배터리

  1. Graphene Capacitor - 에너지 밀도는 리튬 이온과 비슷하지만 더 많은 충전과 방전 사이클을 가진다.

  2. Lithium Ion/Polymer - 신뢰할 수 있는 기술로 입증됨

• 새로운 고 에너지 밀도 배터리 기술

- Lithium Air

  1300 Wh/kg (이론상)

- Aluminum Air

  1300 Wh/kg (실제)

- Prieto Nanowire Battery

  다른 유형의 배터리보다 몇 배 더 큰 에너지 밀도를 가짐

  불연성, 무독성으로 안전하고, 매우 빨리 충전할 수 있음

  리튬의 부피밀도에 두 배지만 몇 배 더 향상되고, 1년 안에 이용 가능할 것으로 기대

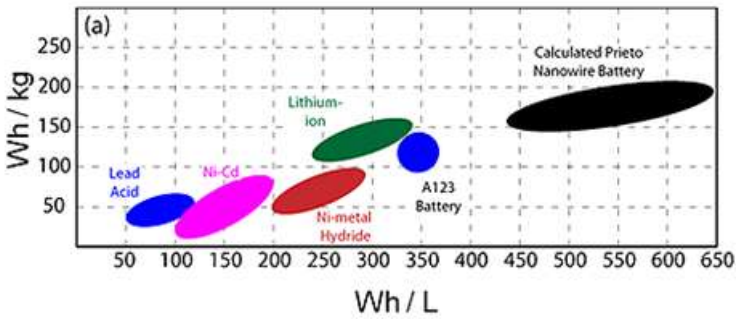


그림 303. Present Potential

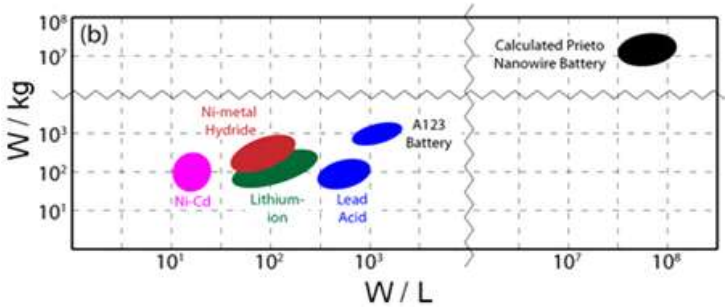


그림 304. Future Potential

Prieto Battery Company - 콜로라도 주립대 내 연구 프로젝트로 시작한 회사

- 콜로라도 주에서 300만 달러 연구비 지원

- 회사 설립자인 Amy Prieto가 Early Career Award 수상

◆ Sodium Air

1605 Wh/kg (이론상)

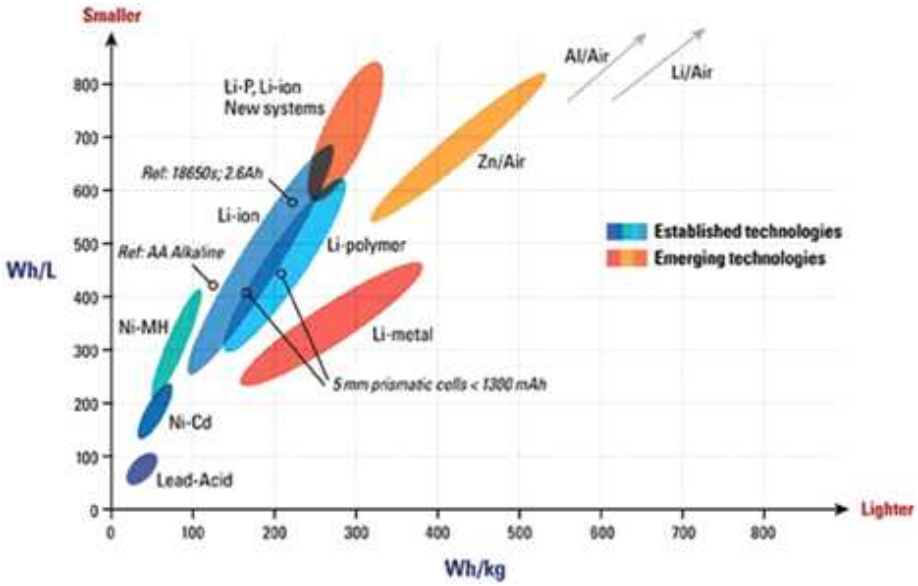


그림 305. Battery Energy Technology

• 전기 모터 성능 향상

◆ Halbach Array Electric Motor

95%의 효율성을 가짐

5 hp per pound로 비행에 적합하고 두께가 1 inch 미만

아직 작은 크기만 테스트 되었지만 설계자들은 키울 수 있다고 주장함

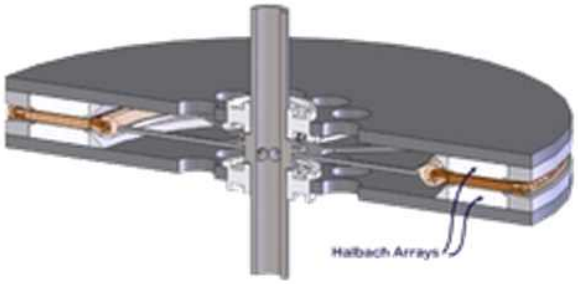


그림 306. Halbach Array Electric Motor[53]

- 재료 성능 향상

• 액체 금속(Liquid Metal) [54]

◆ NASA, 캘리포니아 공과대학, 미국 에너지부는 “Liquid metal”이라는 새로운 건축 자재를 개발함

◆ 액체 금속은 빠르게 냉각 시킬 수 있는 플라스틱의 특성과 티타늄의 두 배 이상의 항복강도(Yield Strength)를 가진 합금임

◆ 사출 성형이 가능해 원하는 모형을 만들 수 있음

◆ 결정질 매트릭스(Crystalline matrix) 구조로 배열된 금속 조합으로 만들어짐

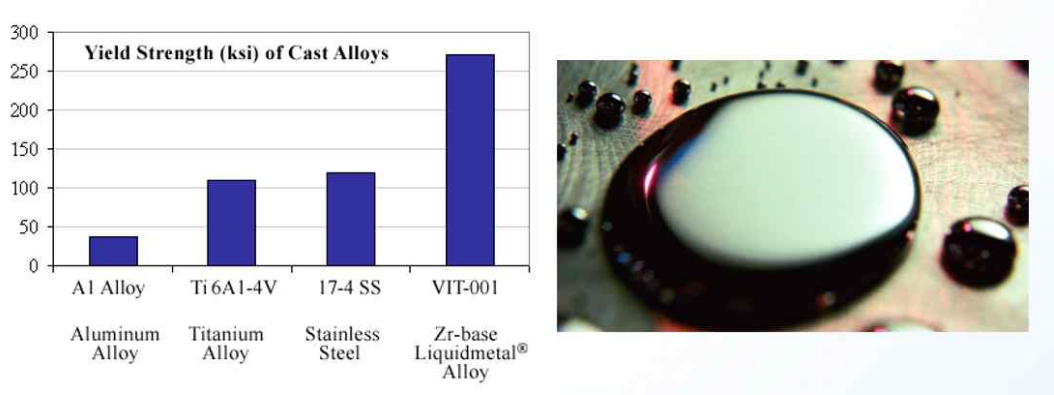


그림 307. Liquid Metal [55]

◆ 플래쉬 드라이브(Flash Drive)의 외부 덮개, 야구 배트, 스키 등에 사용됨

◆ 노스 캐롤라이나 주립 대학에서 액체 금속의 3D 프린트를 연구하여 성공함

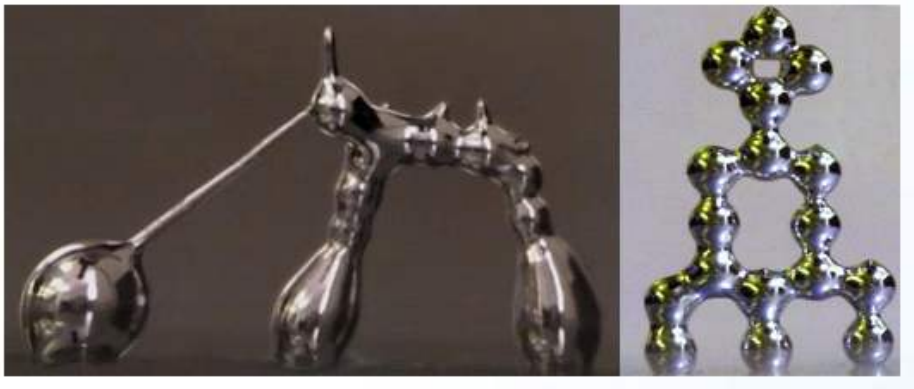


그림 308. 3D printing of liquid metal

4. 유동순환제어 적용사례[56]

가) Hunting H.126

Blowing Flap 적용



그림 309. Hunting H.126

나) A6 Intruder

내부 Blowing 적용



그림 310. A6 Intruder

다) Boeing YC-14

날개 윗면 Blowing 적용



그림 311. Boeing YC-14

라) NASA와 Boeing의 QSRA

날개 윗면 Blowing 적용



그림 312. NASA-Boeing QSRA

마) Antonov An-72

날개 윗면 Blowing 작용



그림 313. Antonoy An-72

- Pneumatic Channel Wing

채널 윙(Channel Wing)은 날개 중간에 아래로 볼록한 반 원통형 모양의 채널위에 추진 장치를 장착함

◆ 장점

저속에서 추진 장치가 작동 할 때 채널을 통해 아랫방향으로 흐르는 유동의 속력은 일반적인 날개 형태에 비해 빨라 고양력을 발생시킬 수 있음

◆ 단점

일반항공기에 비해 날개 면적이 커 순항 시 항력이 증가함



그림 314. CCW-5 Channel wing Aircraft[25]

2-3-② 기술 포트폴리오 모델링 연구

○ 기술 민감도 연구(Technology Sensitivity Studies)

- 본 연구의 목표 중 하나는 주어진 요구조건을 만족하는 대안 매트릭스에 대해 PAV 성능을 가장 향상시킬 기술의 조합을 찾아내는 것임

- 사이징 및 통합 프로그램은 다양한 세부계통의 주요 특징이 미치는 개별 영향을 정의하여 기술뿐만 아니라 기술 포트폴리오를 모델링하여야 함

- 사이징 프로그램은 이러한 기술들이 전체 PAV에 미치는 영향을 평가하여 기본 형상에 통합

- 기술이 평가되고 선택되기 전에 이 연구에서는 몇 가지 주요 설계 변수의 변화가 전체 PAV 성능에 미치는 영향을 평가함. 예를 들어 기준 C2 형상에 대해 수행한 민감도 분석의 선정 결과를 아래 그림처럼 표시함. 각 줄의 그림들은 세부계통의 성능 매트릭스가 변화함에 따른 최대 이륙중량, 엔진 출력, 날개 면적, 연비와 같은 전체 PAV 시스템에서의 성능의 변화를 나타냄

- 아래 그림은 전기 엔진 무게, 배터리 에너지 밀도, 내연기관의 효율, 공력 계수 등의 주요 기술적 특성들이 항공기의 가장 중요한 성능지표들인 최대이륙중량, 엔진 마력수, 주날개 면적, 순항 연료효율 등에 미치는 영향을 한눈에 보여줌. 각 그래프에서의 기울기가 클수록 해당되는 기술이 +10% 혹은 -10% 변화할 때 항공기의 주요 설계변수 및 성능이 몇 % 바뀌는지 보여줌. 기술 민감도의 결과를 바탕으로, 어떤 기술영역 부분에 신기술을 도입했을 때 가장 큰 성능의 향상을 보이는지 파악할 수 있음

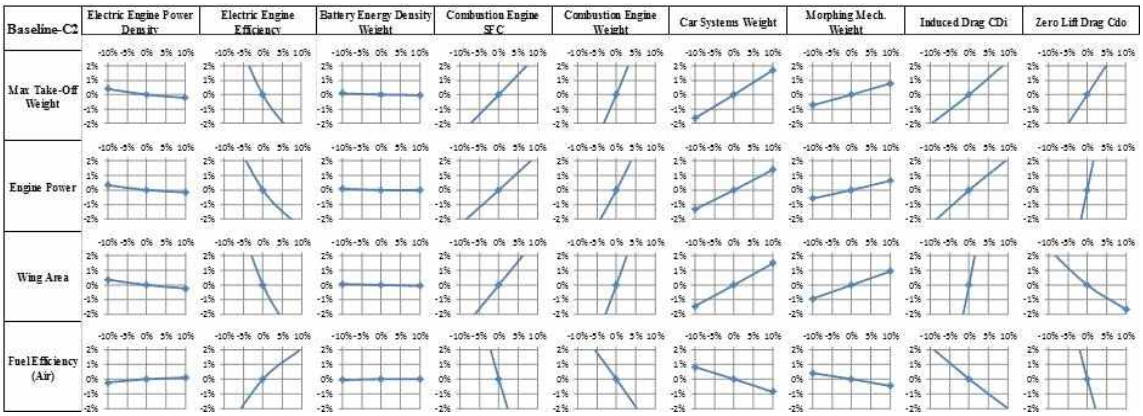


그림 315. 선정된 기술분야의 개선과 저하에 따른 PAV 성능 민감도 매트릭스

- 또한 기술 민감도 결과는 개념설계 이후 기본설계와 상세설계로 넘어가면서 어떤 기술영역에 더 정밀한 계산이 요구되는지도 파악할 수 있도록 도와줌

- 기술 민감도 연구는 다음과 같은 방식으로 시행함. 사용자가 임의로 주요 설계 변수의 영향력 변화를 선택할 수 있으며 그에 따른 기준 형상의 성능변화 민감도를 확인할 수 있

음. 주요 설계 변수의 영향력은 -10%~10% (5% 간격)으로 수행하였음. 자세한 방법은 아래와 같음

1) 아래 그림과 같이 모든 기술 변화가 0%일 때를 기준으로 함

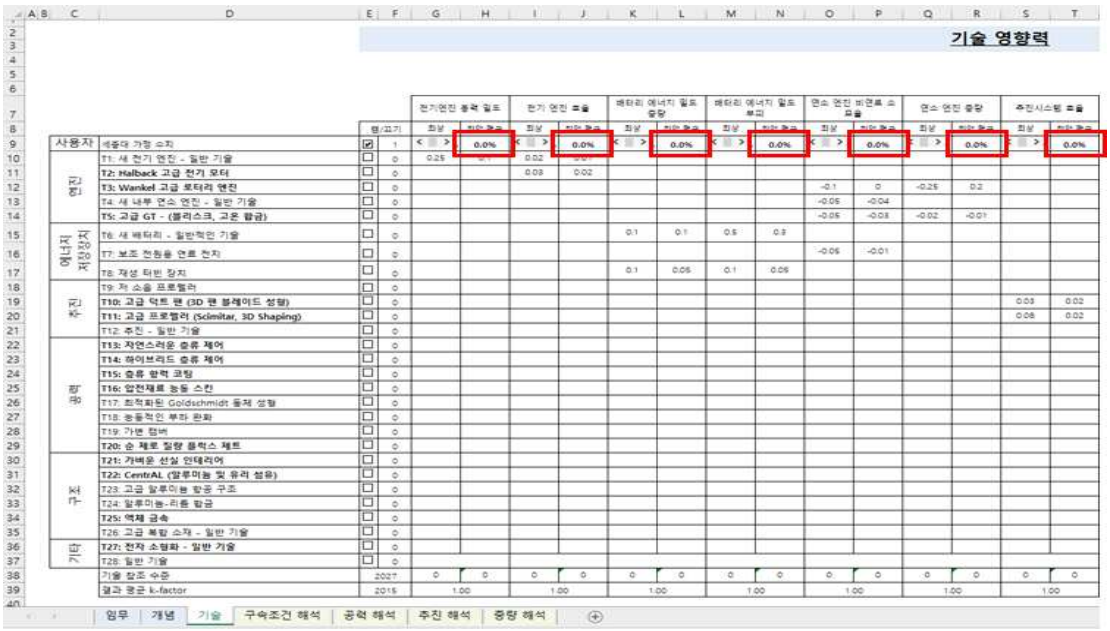


그림 316. 모든 기술 증감이 0%인 기준

2) 가정 수치를 체크하면 나머지 기술은 선택되었어도 계산에 포함이 안 됨. k-factor를 계산하는 식은 다음과 같음

$$k-factor_n = 1+0.5(a_n+b_n)\frac{T_{\leq vel}-y_{now}}{T_{re,\leq vel}-y_{now}} \quad (n=1,2,3\cdots 19) \tag{63}$$

여기서 $T_{\leq vel}$은 기술 발전이 완성되는 년도, $T_{re.\leq vel}$은 기술 참조 연도이다. y_{now}는 현재 년도를 말하며, a_n와 b_n는 선택한 기술의 증감값임. 앞서 가정 수치를 체크하였기 때문에 a_n와 b_n는 동일함. 만약 기술이 적용되는 모델을 체크 한다면 a_n와 b_n는 서로 달라질 수 있으며, 그 모델에 적용되는 기술의 증감을 계산에 포함한다는 뜻임

K-factor는 비례상수로서 공력 해석, 추진 해석, 중량 해석 시 값을 조정하는 역할을 함

$$A_2 = A_1 \times k-factor \tag{64}$$

여기서 A_1은 조정되기 전 값이고 A_2은 조정된 후 값이다.

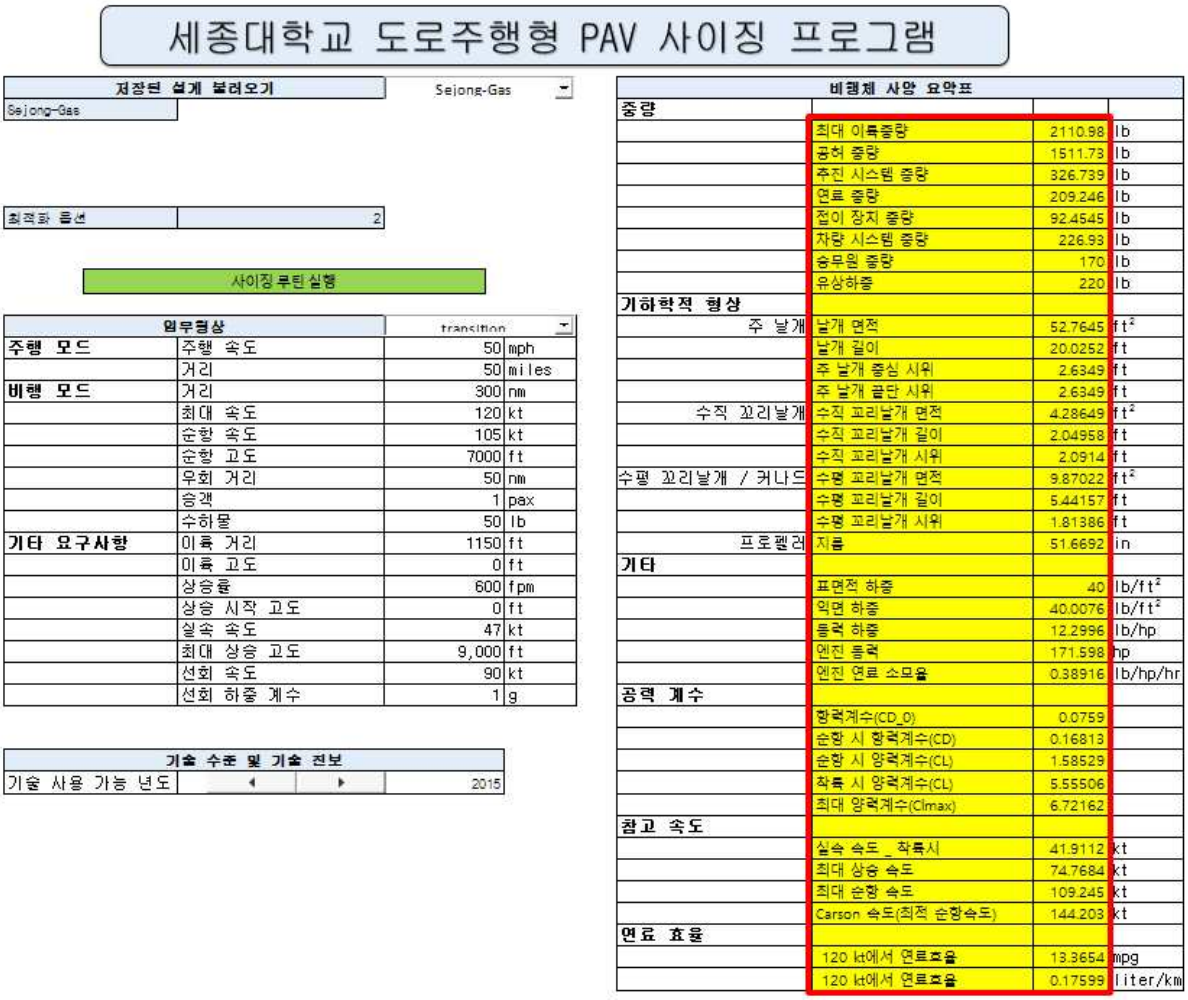


그림 317. 사이징 프로그램

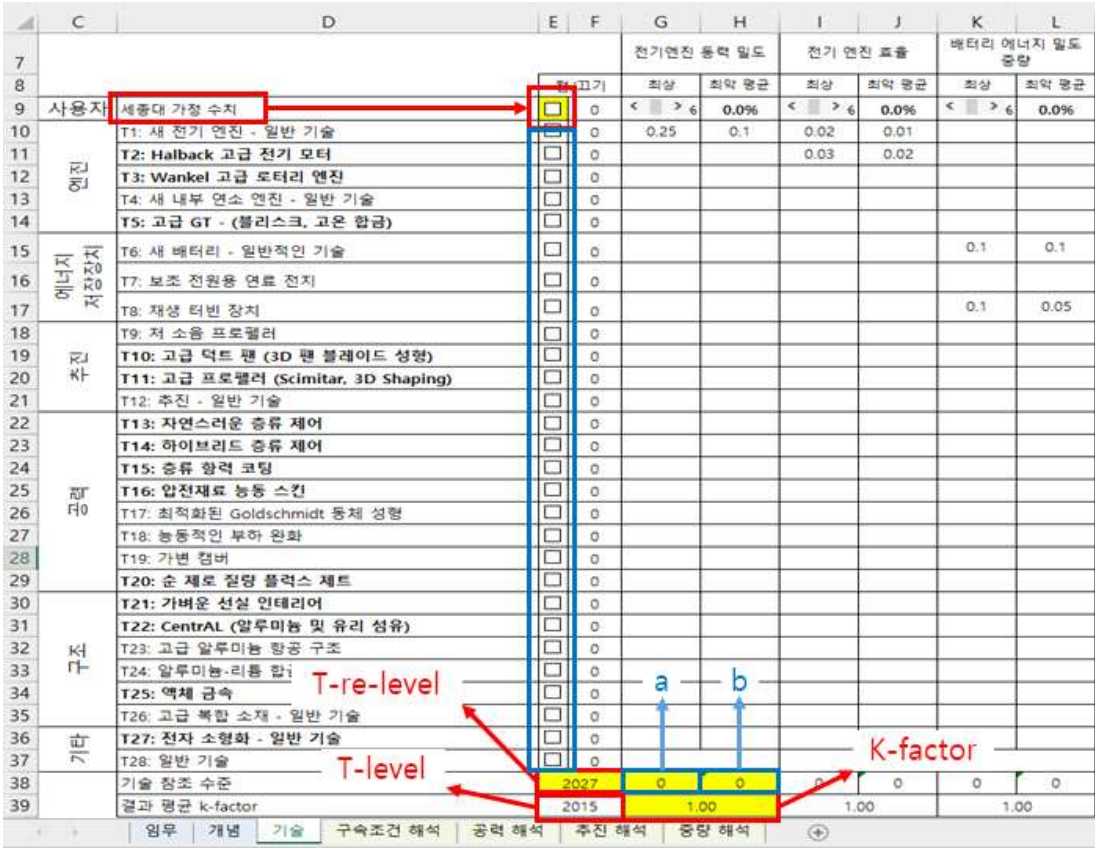


그림 318. 가정 수치, 기술 참조 수준, k-factor 1

a_n과 b_n을 구하는 식은 다음과 같음

$$a_n = \sum_{t=1}^{29} K_t H_t \tag{65}$$

$$b_n = \sum_{t=1}^{29} K_t I_t \tag{66}$$

여기서 K_t는 적용하고 싶은 모델을 체크했을 때의 값이며, 체크한 경우 1임. H_t는 a_n에 해당하는 열에 있는 값들이고, I_t는 b_n에 해당하는 열에 있는 값들임. a_n과 b_n은 각 행의 곱들의 합을 나타내며 k-factor에 영향을 줌

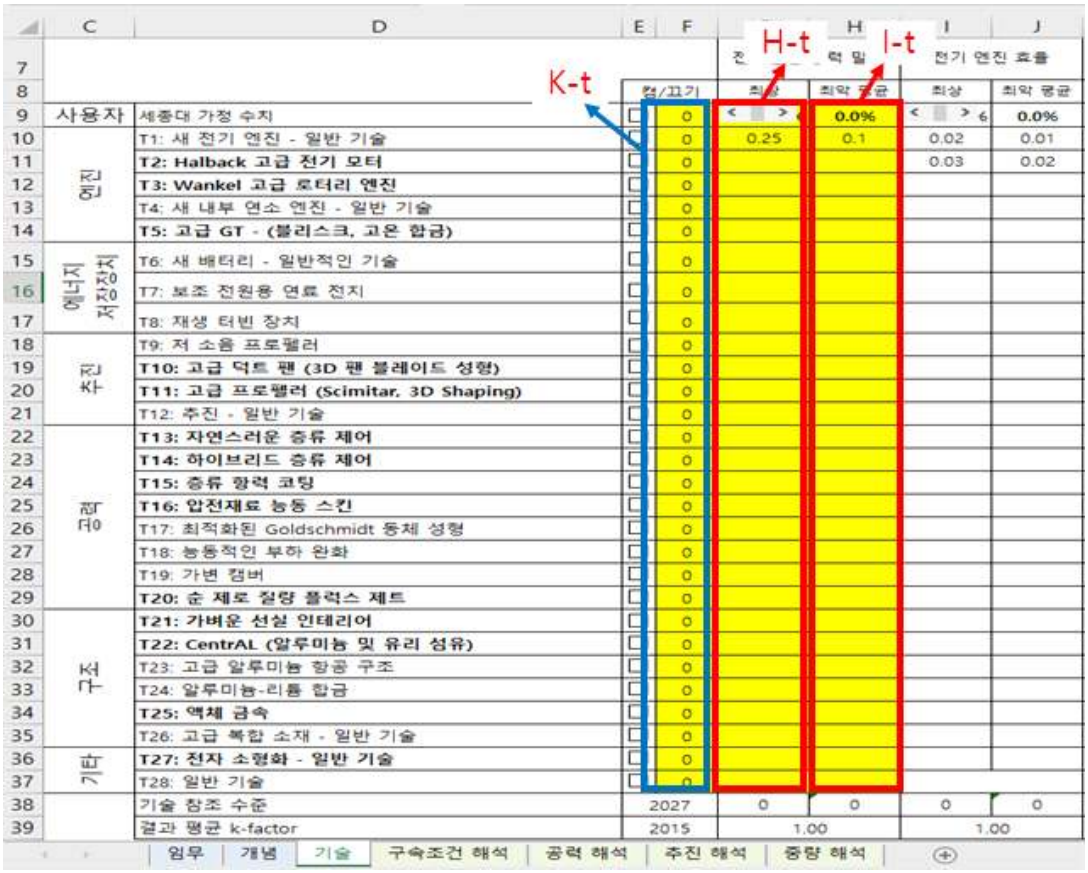


그림 319. 가정 수치, 기술 참조 수준, k-factor 2

3) 아래 그림처럼 Sejong-gas의 종류를 선택 후 사이징을 실행함

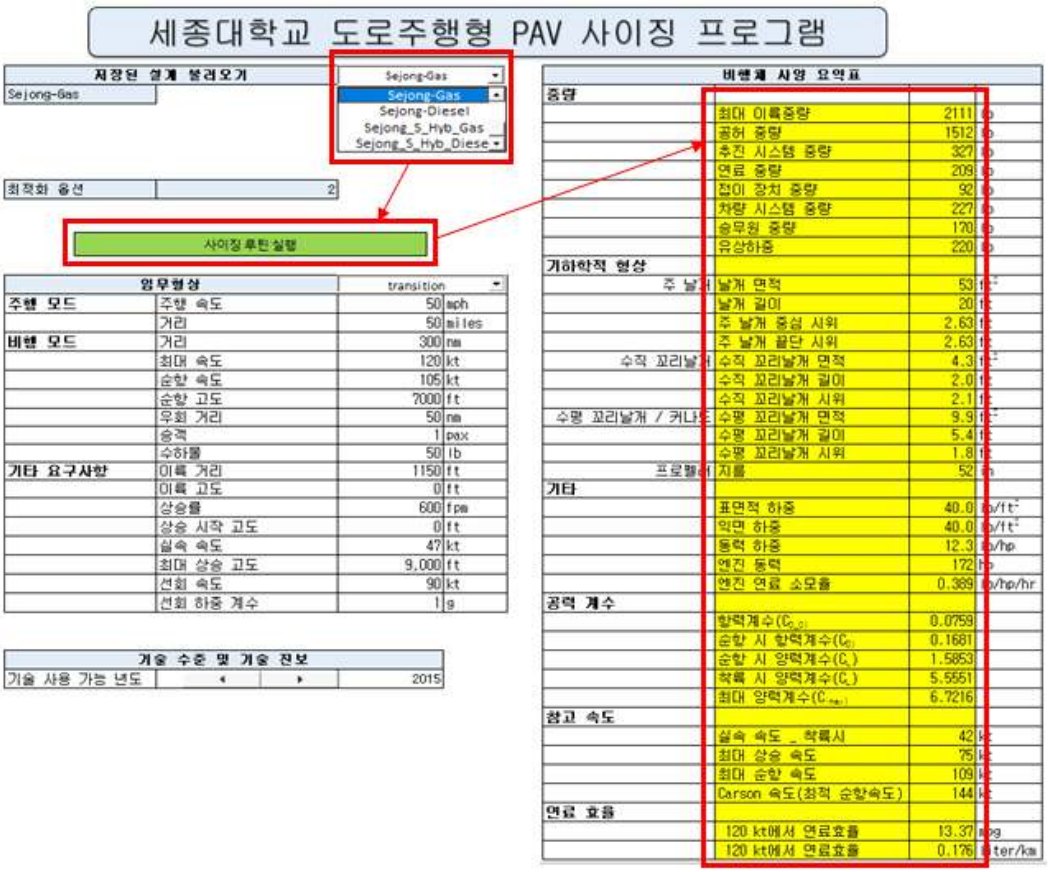


그림 320. 사이징 루틴 실행

4) 위와 같은 방식으로 각각의 주요설계 변수의 영향력 변화를 -10%, -5%, 5%, 10%로 주며 사이징 결과를 수집하여 기준값(영향력 변화 0%)에 따른 항공기 성능의 민감도 분석을 시행함. 그래프 해석을 용이하게 하기 위한 데이터 변환 식은 다음과 같음

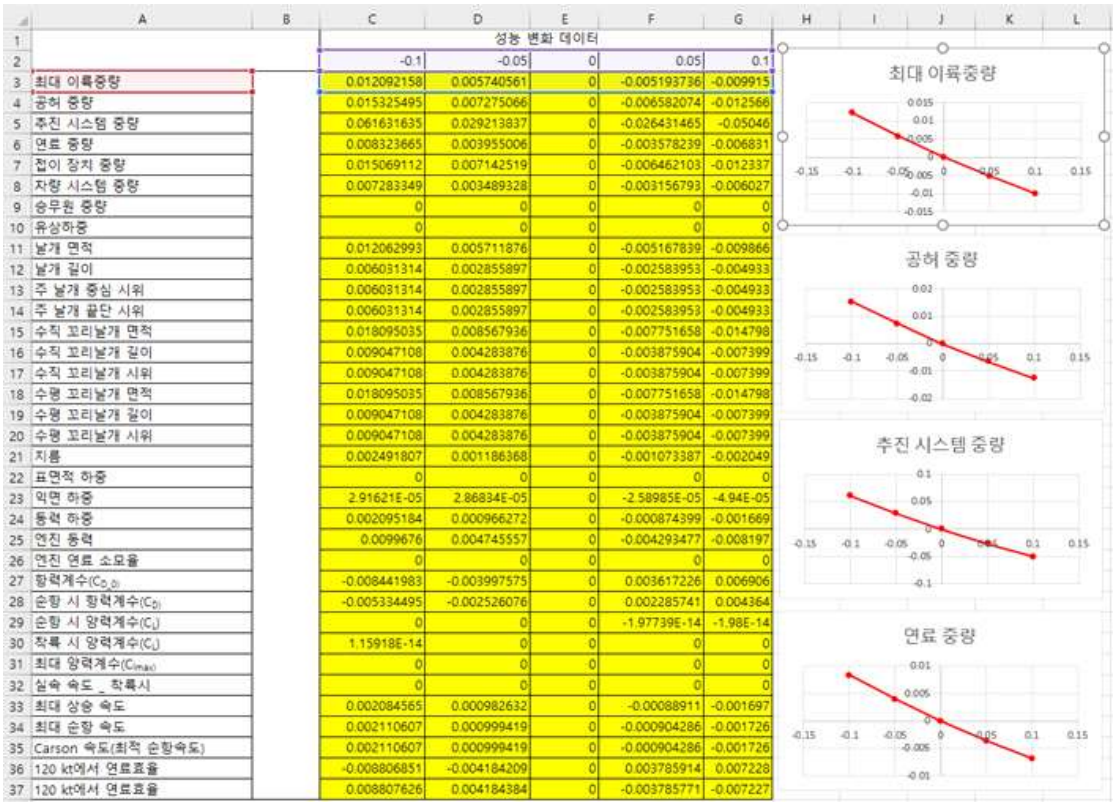
$$\epsilon_t = \frac{q_a - q_b}{q_b} \times 100 \tag{67}$$

여기서 q_a는 기술 개선의 증감에 따른 결과값이고, q_b는 모든 기술의 증감이 없는 기준값임



		전기 엔진 동력 말도					변환 데이터				
		-10	-5	0	5	10	-10	-5	0	5	10
4	최대 이륙중량	2355.012	2354.863	2354.727	2354.605	2354.494	0.012092158	0.005740561	0	-0.005193736	-0.009915258
5	공허 중량	1731.242	1731.103	1730.977	1730.863	1730.759	0.015325495	0.007275066	0	-0.006582074	-0.01256571
6	추진 시스템 중량	237.1491	237.0723	237.0031	236.9404	236.8835	0.061631635	0.029213837	0	-0.026431465	-0.050460009
7	연료 중량	233.7702	233.76	233.7508	233.7424	233.7348	0.008323665	0.003955006	0	-0.003578239	-0.006831122
8	접이 장치 중량	202.6352	202.6192	202.6047	202.5916	202.5797	0.015069112	0.007142519	0	-0.006462103	-0.012336634
9	자량 시스템 중량	240.7031	240.694	240.6856	240.678	240.6711	0.007283349	0.003489328	0	-0.003156793	-0.006026508
10	승무원 중량	170	170	170	170	170	0	0	0	0	0
11	유상하중	220	220	220	220	220	0	0	0	0	0
12	날개 면적	138.4257	138.4169	138.409	138.4019	138.3954	0.012062993	0.005711876	0	-0.005167839	-0.009865862
13	날개 길이	32.4351	32.43407	32.43314	32.4323	32.43154	0.006031314	0.002855897	0	-0.002583953	-0.004933053
14	주 날개 중심 시위	4.267776	4.267641	4.267519	4.267408	4.267308	0.006031314	0.002855897	0	-0.002583953	-0.004933053
15	주 날개 끝단 시위	4.267776	4.267641	4.267519	4.267408	4.267308	0.006031314	0.002855897	0	-0.002583953	-0.004933053
16	수직 꼬리날개 면적	18.21441	18.21268	18.21112	18.2097	18.20842	0.018095035	0.008567936	0	-0.007751658	-0.014798428
17	수직 꼬리날개 길이	4.224941	4.224739	4.224558	4.224395	4.224246	0.009047108	0.004283876	0	-0.003875904	-0.007399488
18	수직 꼬리날개 시위	4.311164	4.310959	4.310774	4.310607	4.310455	0.009047108	0.004283876	0	-0.003875904	-0.007399488
19	수평 꼬리날개 면적	41.94108	41.93708	41.93349	41.93024	41.92728	0.018095035	0.008567936	0	-0.007751658	-0.014798428
20	수평 꼬리날개 길이	11.2171	11.21656	11.21608	11.21565	11.21525	0.009047108	0.004283876	0	-0.003875904	-0.007399488
21	수평 꼬리날개 시위	3.739032	3.738854	3.738694	3.738549	3.738417	0.009047108	0.004283876	0	-0.003875904	-0.007399488
22	지름	49.29013	49.28949	49.2889	49.28838	49.28789	0.002491807	0.001186368	0	-0.001073387	-0.002049204
23	표면적 하중	17	17	17	17	17	0	0	0	0	0
24	익면 하중	17.01282	17.01282	17.01282	17.01281	17.01281	2.91621E-05	2.86834E-05	0	-2.58985E-05	-4.94012E-05
25	동력 하중	16.5593	16.55911	16.55895	16.55881	16.55867	0.002095184	0.000966272	0	-0.000874399	-0.001669435
26	엔진 동력	142.1097	142.1023	142.0956	142.0895	142.0839	0.0099676	0.004745557	0	-0.004293477	-0.008196563
27	엔진 연료 소모율	0.423	0.423	0.423	0.423	0.423	0	0	0	0	0
28	항력계수($C_{D,0}$)	0.035094	0.035095	0.035097	0.035098	0.035099	-0.008441983	-0.003997575	0	0.003617226	0.006905941
29	순항 시 항력계수(C_{Dj})	0.053214	0.053216	0.053217	0.053218	0.053219	-0.005334495	-0.002526076	0	0.002285741	0.004363901
30	순항 시 양력계수(C_{Lj})	0.561459	0.561459	0.561459	0.561459	0.561459	0	0	0	-1.97739E-14	-1.97739E-14
31	착륙 시 양력계수(C_{Lj})	1.915537	1.915537	1.915537	1.915537	1.915537	1.15918E-14	0	0	0	0
32	최대 양력계수(C_{lmax})	2.317799	2.317799	2.317799	2.317799	2.317799	0	0	0	0	0
33	실속 속도 _ 착륙시	46.52894	46.52894	46.52894	46.52894	46.52894	0	0	0	0	0
34	최대 상승 속도	59.04652	59.04587	59.04529	59.04477	59.04429	0.002084565	0.000982632	0	-0.00088911	-0.00169745
35	최대 순항 속도	86.36691	86.36595	86.36509	86.36431	86.3636	0.002110607	0.000999419	0	-0.000904286	-0.001726411
36	Carson 속도(최적 순항속도)	114.0043	114.0031	114.0019	114.0009	113.9999	0.002110607	0.000999419	0	-0.000904286	-0.001726411
37	120 kt에서 연료효율	11.95901	11.95956	11.96007	11.96052	11.96093	-0.008806851	-0.004184209	0	0.003785914	0.007227842
38	120 kt에서 연료효율	0.196688	0.196679	0.196671	0.196664	0.196657	0.008807626	0.004184384	0	-0.003785771	-0.00722732

그림 321. 기술 증감에 따른 성능 데이터 추출 및 변환



		성능 변화 데이터					최대 이륙중량	공허 중량	추진 시스템 중량	연료 중량
		-0.1	-0.05	0	0.05	0.1				
3	최대 이륙중량	0.012092158	0.005740561	0	-0.005193736	-0.009915				
4	공허 중량	0.015325495	0.007275066	0	-0.006582074	-0.012566				
5	추진 시스템 중량	0.061631635	0.029213837	0	-0.026431465	-0.05046				
6	연료 중량	0.008323665	0.003955006	0	-0.003578239	-0.006831				
7	접이 장치 중량	0.015069112	0.007142519	0	-0.006462103	-0.012337				
8	자량 시스템 중량	0.007283349	0.003489328	0	-0.003156793	-0.006027				
9	승무원 중량	0	0	0	0	0				
10	유상하중	0	0	0	0	0				
11	날개 면적	0.012062993	0.005711876	0	-0.005167839	-0.009866				
12	날개 길이	0.006031314	0.002855897	0	-0.002583953	-0.004933				
13	주 날개 중심 시위	0.006031314	0.002855897	0	-0.002583953	-0.004933				
14	주 날개 끝단 시위	0.006031314	0.002855897	0	-0.002583953	-0.004933				
15	수직 꼬리날개 면적	0.018095035	0.008567936	0	-0.007751658	-0.014798				
16	수직 꼬리날개 길이	0.009047108	0.004283876	0	-0.003875904	-0.007399				
17	수직 꼬리날개 시위	0.009047108	0.004283876	0	-0.003875904	-0.007399				
18	수평 꼬리날개 면적	0.018095035	0.008567936	0	-0.007751658	-0.014798				
19	수평 꼬리날개 길이	0.009047108	0.004283876	0	-0.003875904	-0.007399				
20	수평 꼬리날개 시위	0.009047108	0.004283876	0	-0.003875904	-0.007399				
21	지름	0.002491807	0.001186368	0	-0.001073387	-0.002049				
22	표면적 하중	0	0	0	0	0				
23	익면 하중	2.91621E-05	2.86834E-05	0	-2.58985E-05	-4.94E-05				
24	동력 하중	0.002095184	0.000966272	0	-0.000874399	-0.001669				
25	엔진 동력	0.0099676	0.004745557	0	-0.004293477	-0.008197				
26	엔진 연료 소모율	0	0	0	0	0				
27	항력계수($C_{D,0}$)	-0.008441983	-0.003997575	0	0.003617226	0.006906				
28	순항 시 항력계수(C_{Dj})	-0.005334495	-0.002526076	0	0.002285741	0.004364				
29	순항 시 양력계수(C_{Lj})	0	0	0	-1.97739E-14	-1.98E-14				
30	착륙 시 양력계수(C_{Lj})	1.15918E-14	0	0	0	0				
31	최대 양력계수(C_{lmax})	0	0	0	0	0				
32	실속 속도 _ 착륙시	0	0	0	0	0				
33	최대 상승 속도	0.002084565	0.000982632	0	-0.00088911	-0.001697				
34	최대 순항 속도	0.002110607	0.000999419	0	-0.000904286	-0.001726				
35	Carson 속도(최적 순항속도)	0.002110607	0.000999419	0	-0.000904286	-0.001726				
36	120 kt에서 연료효율	-0.008806851	-0.004184209	0	0.003785914	0.007228				
37	120 kt에서 연료효율	0.008807626	0.004184384	0	-0.003785771	-0.007227				

그림 322. 변환한 데이터 그래프

5) 결과분석

- 미래 기술이 항공기 성능을 나타내는 여러 지표 중 최대이륙중량, 날개 면적, 그리고 연료 효율, 엔진 동력 그리고 항력에 미치는 민감도 해석

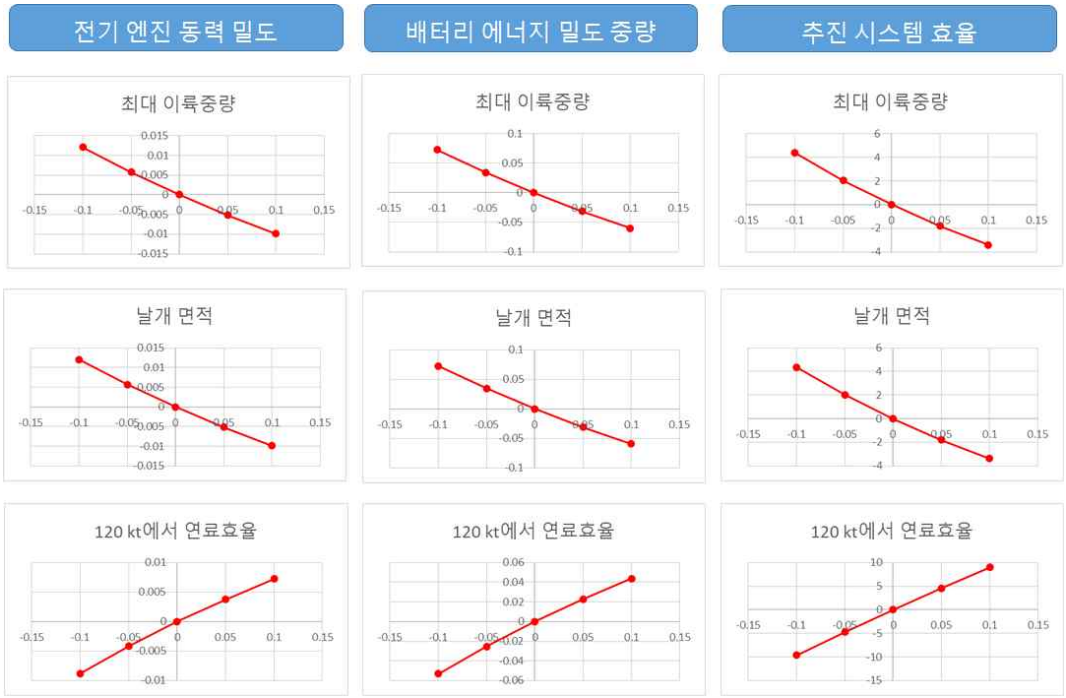


그림 323. 미래 기술에 대한 항공기 설계 변수 민감도 분석 1

- 최대 이륙중량, 날개 면적, 연료효율 면에서 크게 성능이 개선되는 기술은 전기 엔진 동력 밀도, 배터리 에너지 밀도 중량, 추진 시스템 효율임



그림 324. 미래 기술에 대한 항공기 설계 변수 민감도 분석 2



그림 325. 미래 기술에 대한 항공기 설계 변수 민감도 분석 3

- 엔진 비연료 소모율, 연소 엔진 중량, 공력 구조 중량, 접이 구조 중량, 전자 장비 중량, 낙하산 중량, 착륙 장치 중량, 차량 시스템 중량, 선실 중량의 기술 개선에 따라 엔진 동력, 항력계수, 순항 시 항력 계수가 성능 개선을 보임

- 유도 항력 계수의 기술 개선은 엔진 동력과 항력 계수 면에서, 무 양력 항력의 개술 개선은 엔진 동력 면에서 성능 개선을 보임

- 위 그림은 Sejong-gas를 선택하여 사이징한 결과 그래프이고, Sejong-diesel 결과 또한 비슷한 그래프 양상을 보임



그림 326. Sejong_hyb_gas 선택 시 민감도 분석 1



그림 327. Sejong_hyb_gas 선택 시 민감도 분석 2



그림 328. Sejong_hyb_gas 선택 시 민감도 분석 3

- 위 그림들은 Sejong_S_Hyb_Gas를 선택하여 미래 기술에 의한 PAV 설계변수들의 민감도 분석결과 그래프임

- 전기엔진 동력 밀도, 전기 엔진 효율, 추진시스템 효율 기술을 향상 시켰을 때 최대 이륙 중량, 날개 면적, 연료효율이 개선됨

- 배터리 에너지 밀도 부피, 연소 엔진 비연료 소모율, 연소 엔진 중량, 추진시스템 중량, 공력 구조 중량, 착륙장치 중량, 차량시스템 중량, 선실 중량, 접이구조 중량, 전자 장비 중량, 낙하산 중량, 증가된 양력 계수, 소음 기술을 향상 시켰을 때 엔진 동력, 항력계수

CD_0, 순항 시 항력계수 CD가 개선됨을 보임

- 유도 항력계수를 줄이는 기술발전은 엔진 동력, 항력계수 CD_0를 개선시킴



그림 329.
Sejong_hyb_diesel 선택 시
민감도 분석

- Sejong_S_Hyb_Diesel을 선택하여 수행한 민감도 분석 결과는 위 그림과 같이 추진시스템 효율 기술을 향상시켰을 때 날개 면적을 제외한 최대 이륙중량, 연료효율이 개선됨을 보임. 추진시스템 효율을 제외한 나머지 기술들은 Sejong_S_Hyb_Gas를 선택하여 수행한 민감도 분석 결과와 유사함

2-4-① 미래의 기술 포트폴리오를 선정

○ 기술 영향평가 연구((Technology Impact Studies)

- 본 연구의 마지막 과정은 설계 경쟁력을 향상시키는 미래의 기술 포트폴리오를 선정하는 것임

○ 이러한 2030년에 도입될 Roadable PAV 기술들의 통합된 효과들을 평가하는 연구는 현재 수행 중임. 예를 들어 커나드형 설계에 대한 기술 패키지는 성능 향상, 호환성, 유지보수 부담, 신뢰성, 개발 위험 및 개발 비용 등을 고려하여 기술 영향평가를 진행하고 있음

○ 마지막으로 개발된 S/W의 기본 사양 기술 및 타 PAV 주요 연구, 로드맵 관련성을 검토하여 개발된 S/W와 설계된 Roadable PAV를 검증할 예정임

2-5-① FAR23 CCL(Compliance Check List)

○ 개념 선택(Concept Down-Selection)

- FAR에서 제시하는 규정 준수 방법(MOC)은 아래 표와 같다.

MOC (Means Of Compliance)

MOC	MEANS
0	Statements
1	Drawing/Description/Document/Manual
2	Analysis
3	Safety Assessment
4	Laboratory Test
5	Ground Test
6	Flight Test
7	Inspection
8	Simulation
9	Equipment Qualification

- 상기 MOC 중에서 개념설계된 PAV의 FAR23 규정 준수 여부를 확인할 수 있는 0, 1, 2 항목에 대해서는 모두 CCL (Compliance Check List)을 작성하고 3~9의 항목에 대해서는 규정준수에 문제점이 있는지를 검토함

- FAR23의 규정준수 여부 검증방법(MOC)은 양이 방대하여 아래에 일부만을 제시함

Requirement No.	FAR Requirements	Work Name	MOC
	Subpart B - Flight		
	General		
FAR 23.21	§23.21 Proof of compliance		
	(a) Each requirement of this subpart must be met at each appropriate combination of weight and center of gravity within the range of loading conditions for which certification is requested. This must be shown- (1) By tests upon an airplane of the type for which certification is requested, or by calculations based on, and equal in accuracy to, the results of testing; and (2) By systematic investigation of each probable combination of weight and center of gravity, if compliance cannot be reasonably inferred from combinations investigated.	PEF	0 2 6
	(b) The following general tolerances are allowed during flight testing. However, greater tolerances may be allowed in particular tests:	WBM	0 2
FAR 23.23(a)	(a) Ranges of weights and centers of gravity within which the airplane may be safely operated must be established. If a weight and center of gravity combination is allowable only within certain lateral load distribution limits that could be inadvertently exceeded, these limits must be established for the corresponding weight and center of gravity combinations.	WBM	0 2
FAR 23.23(b)	(b) The load distribution limits may not exceed any of the following:	WBM	0

	(1) The selected limits; (2) The limits at which the structure is proven; or (3) The limits at which compliance with each applicable flight requirement of this subpart is shown.		2
FAR 23.25	§ 23.25 Weight limits. [Doc. No. 4080, 29 FR 17955, Dec. 18, 1964, as amended by Amdt. 23-7, 34 FR 13086, Aug. 13, 1969; Amdt. 23-21, 43 FR 2317, Jan. 16, 1978; Amdt. 23-34, 52 FR 1825, Jan. 15, 1987; Amdt. 23-45, 58 FR 42156, Aug. 6, 1993; Amdt. 23-50, 61 FR 5183, Feb. 9, 1996]	WBM	0 2

FAR 23.71	§ 23.71 Glide: Single-engine airplanes. The maximum horizontal distance traveled in still air, in nautical miles, per 1,000 feet of altitude lost in a glide, and the speed necessary to achieve this must be determined with the engine inoperative, its propeller in the minimum drag position, and landing gear and wing flaps in the most favorable available position. [Doc. No. 27807, 61 FR 5187, Feb. 9, 1996]	PEF	2 6
FAR 23.73	§ 23.73 Reference landing approach speed. [Doc.No.27807,61FR5187,Feb.9,1996]	PEF	2 6

2-6-① 계획서에 없는 추가 연구: VTOL PAV 개발을 통한 공유기반 이동성 구현 필요성

○ 공유기반 이동성(ODM: On-Demand Mobility)의 필요성

- 지상을 통하는 이동수단은 2차원의 도로를 기반으로 한 교통시스템을 이용하며, 이런 교통시스템에 대한 의존은 매우 높은 불확실성을 만듦. 또한 사고가 발생한다면 유일한 길을 이용하지 못하게 됨. 하지만 하늘을 이용하는 이동수단은 모든 길을 독립적으로 이용할 수 있고 출발지와 목적지 사이의 여러 가지 선택이 있을 수 있기 때문에 이용자가 더 빠르고 편하게 목적지에 도착할 수 있게 해줌
- 공유기반 이동성이 실행되기 위해서는 넘어야할 장벽들로는 인증프로세서, 베터리 기술, 효율성, 신뢰성, 비용, 안전성, 소음, 배기가스, 도시의 인프라와 같은 것들이 있음. 이중에서도 인증프로세서, 안전성, 소음, 인프라와 같은 문제는 가장먼저 해결해야할 문제들 중 하나임
- 공유기반 이동성은 장기간 이동을 하는 사용자를 위한 시스템이 아닌 짧은 시간 소규모 공항에서 항공기를 공유하는 개념임. 이를 Thin-Haul이라는 용어로 지칭하는데, 이것은 새로운 사업 모델과 기술로 발전하고 있음. Thin-Haul이 실행될 때, 비용 중 가장 많이 차지하는 부분은 연료임. 여기에 분산전기추진(DEP: Distributed Electric Propulsion)을 적용하면 이 비용적인 부분을 많이 줄일 수 있음. DEP는 화석연료를 사용하지 않아 친환경적이며, 크기에 따라 영향을 받는 가솔린 엔진과 달리 전기모터는 크기에 크게 영향을 받지 않기 때문에 효율적인 항공기 설계가 가능함
- 공유기반 이동성(ODM)에서는 자율성이 크게 향상된 항공기를 이용하는 것을 목표로 함.

기존의 항공기처럼 파일럿이 있는 항공기가 아닌 운전자 없이 자동으로 운행되는 개념을 말함. 점차 시간이 갈수록 하늘에는 더 많은 항공기들이 운행 될 것임. 사람들은 원하는 시간과 장소에서 더 자율적으로 비행하길 원하고 있음. 따라서 자율성이 향상된 항공기의 도입으로 외부 변화에 대한 빠른 반응을 가능하게 하고, 이를 통해서 항공기의 전반적인 신뢰성과 효율성을 크게 향상시킬 수 있음. 무인 자동차가 인간이 미처 피하지 못한 사고들을 피할 수 있어서 사고를 크게 줄일 수 있는 것과 마찬가지로 이러한 항공기도 현재 일어나는 항공기 사고들 크게 줄일 수 있을 것임

- 자동차와 비교 시 항공기 운행 환경은 이착륙 시를 제외하고는 더 자유롭고 방해 요소가 적음. 무인 자동차를 운행하기 위해서는 지상의 모든 길의 구조뿐만 아니라 아주 작은 장애물들을 모두 고려해야 하지만, 자율적으로 운행되는 항공기에서는 이보다 고려해야할 부분들이 더 적기 때문에 자율적으로 운행되는 항공기의 도입은 무인 자동차의 도입에 걸린 시간보다 더 빠르게 이루어질 수 있음
- 항공기 사고들 중에서는 항공기 조종의 실패로 인하여 일어나는 사고들도 많음. 레이더의 감시는 모든 지역에서 가능 한 것이 아니고, 날씨 상태 또한 예상대로 일어나지 않음. 부적적한 계획과 판단으로 인하여 조종사의 조종능력 밖에 있는 상황들이 발생하여 많은 사고들이 발생하는데, 이런 사고들은 자율적으로 운행하는 향상된 항법 시스템을 갖춘 항공기의 도입과 날씨 정보로 방지 할 수 있을 것임
- 공유 VTOL PAV 기반 이동성을 적용하기 위해서는 도시의 인프라 확충도 중요한 문제임. 미국에는 5,664개의 헬리패드(helipad)가 있지만 이는 공공의 이용을 위해서 설치된 것이 아님. 대부분의 헬리패드는 도시에서 중요한 역할을 하는 곳에 위치하고 있지만, 소음과 같은 문제 때문에 지역 법령에서는 사용을 허가하고 있지 않음. 공유 VTOL PAV기반 이동성이 사회적으로 수용되기 위해서는 이러한 수직 이착륙 비행장의 구축이 꼭 필요함. 이를 위해서 NASA는 도시 고속도로의 네 잎 크로버 모양의 입체 교차로(Cloverleaf)의 활용을 제안함

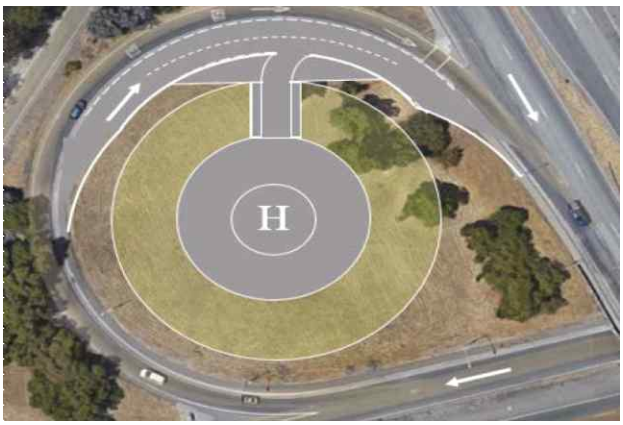


그림 330. 입체교차로의 수직이착륙장으로의 활용[57]

- 입체 교차로의 잎 부분에 해당하는 부분(Cloverleaves)을 헬리패드로 사용함. 보통의 헬리패드의 지름의 크기는 50ft 정도인데, 입체교차로의 잎 부분은 자동차의 감속과 회전을 위해서 지름이 평균 약 225ft 정도임. 따라서 헬리패드로 사용하기에 충분한 크기임

- 수직 이착륙 비행장은 지상 교통의 피해를 최대한 주지 않기 위해 기존의 도로보다 높은 곳에 위치함. 이렇게 위에 위치한 비행장 아래의 공간에는 승객이 승하차하거나 기다리는 장소와 같이 비행장의 추가적인 기능을 위해서 활용함. 이런 수직 이착륙 비행장은 기존의 도시 인프라를 재사용한다는 이점이 있고, 추가적인 비행장을 건설하는 시간과 비용을 줄임으로써 더 빠르게 공유 VTOL PAV 기반 이동성이 자리 잡을 수 있게 함

○ 수직이착륙형 PAV는 활주로가 필요없는 장점으로 인해 유상하중 및 항속거리의 제한에도 불구하고 많은 해외 선진 기업을 중심으로 연구개발이 급속히 진행되고 있고 그 내용은 아래와 같음

○ 수직이착륙형 PAV 중에서도 멀티콥터형인 에어버스사 Pop.Up, 우버 사, 지 에어로 사 제품은 기술상 상대적으로 구현이 쉬우나 에너지 효율이 떨어져서 유상하중이 작고 항속거리가 짧아 장기적으로 경쟁력이 떨어진다고 판단됨. Terrafugia TF-X는 틸트로터(Tilt Rotor) 형태로 수직에서 수평 비행으로 이동 시 불안정한 문제점이 있어 궁극적으로는 분산 전기추진 시스템을 갖춘 바하나, Joby, 릴리움 제트, NASA Greased Lightning이 가장 유망할 것으로 사료됨

○ 본 과제에서 개발한 도로주행형 PAV 개념 설계용 소프트웨어는 추후 수직이착륙형 PAV 설계용으로 확장이 가능하도록 프로그램밍 하였음. 현재 version으로는 사용하는 기술들이 상이하고 복잡한 공력해석, 성능해석, 임무형상 등으로 인해 수직이착륙형 PAV 사이징은 가능하지 않음

- **Terrafugia TF-X**
  - TF-X는 수직 이착륙이 가능한 접을 수 있는 날개 및 회전 가능한 추진 장치를 갖춤
  - Terrafugia사의 도로주행형 PAV인 transition과 달리 활주로가 필요없고 도로주행에서 비행모드로 전환 시 틸트로터(Tilt Rotor)를 사용하여 수직이착륙이 가능하며 일반적인 VTOL (Vertical Take-off and Landing) PAV와 달리 도로주행과 주차장이나 차고에 주차가 가능한 장점을 가지고 있음
  - 로터 부분의 보호와 항력 감소를 위해 도로주행 시에는 로터 부분을 차체 내부에 보관함
  - 그러나 대부분의 틸트로터 항공기의 문제점인 수직비행에서 전진비행으로 전환 시의 안정성 확보가 문제가 될 것으로 판단됨



그림 331. Terrafugia TF-X
출처 : https://www.terrafugia.com/tf-x/

- **Airbus 사 바하나(Vahana) 프로젝트**

- 에어버스(Airbus)는 프로젝트 바하나(Vahana)의 일부로 나는 자동차를 개발 중임
- 프로젝트 바하나는 에어버스의 Silicon Valley 부서에서 운영되고 있으며 A^3라고 명명되었음
- 프로젝트 바하나를 총괄하는 Zach Lovering에 따르면 4년안에 VTOL 항공기의 생산 버전을 준비할 예정이라고 함. 바하나 항공기는 8개의 로터를 갖춘 전기 추진 단일 승객 VTOL 항공기가 될 것임. 또한 이 항공기는 자동차보다 2배 빠른 속도를 가지고 약 1000피트의 고도로 순항하고 완전한 자율 비행이 될 것이며, 항공기에는 라이더, 레이더 및 카메라가 장착될 것이므로 장애물이 있는 경우 안전하게 비행경로에서 벗어날 수 있음
- 이러한 유형의 운송 시스템은 화물 운송, 재난지역에 응급 의료 서비스 등 많은 용도가 있지만 바하나 프로젝트는 주로 통근시장에 주력함



그림 332. 바하나 프로젝트의 항공기 형상

출처: http://www.businessinsider.com/airbus-air-taxi-uber-of-skies-2016-11

- **에어버스(Airbus) 사 Pop.Up**
  - 복합재 승객 캡슐, 전기 배터리 동력의 지상 모듈, 8개의 반대방향으로 회전하는 로터로 구성된 공중 모듈로 구성됨



그림 333. Airbus의 자동 비행 도시형 PAV[29]

- **우버(Uber) 사**
  - 2014년 4월25일 월스트리트저널 등에 따르면 우버테크놀로지스는 이날 미국 댈러스에서 열린'우버 엘리베이트 서밋'에서"오는2020년까지 조종사가 있는 플라잉카를 출시, 미국 댈러스 포트워스에서'엑스포2020'이 열리는 두바이까지 비행할 계획"이라고 밝힘
  - 우버의 플라잉카 출시계획은 2016년 10월 플라잉카 네트워크 비전을 담아 발표한 백서에 따른 것으로 당시 백서를 통해 현재 주력사업인 우버택시처럼 통근자들이 붐비는 도로와 거리 위로 날아다님으로써 교통정체를 피할 수 있는 플라잉카 네트워크를 구축하겠다는 비전을 제시함
  - 우버의 플라잉카 모델의 고객당 비용은 마일당1.32달러 수준이며, 이후에는 자동차 보유시 마일당 비용 밑으로 떨어질 것이라고 홀덴CPO는 설명함
  - 우버는 현재 플라잉카 출시를 위해 수직이착륙 기술을 적용한 플라잉카를 만드려는 오로라플라이트서비스, 피피스트렐에어크래프트 등 항공기제작업체들과, 플라잉카 착륙장을 짓기 위해 댈러스와 두바이의 부동산기업들과 협력 중임. 또한 미항공우주국(NASA)과 항공교통관제사협회(NATCA)와도 플라잉카 네트워크와 관련 협의를 진행 중임



그림 334. Uber사의 VTOL[28]

- **Joby 사**
  - Joby Aviation은 캘리포니아 주 산타크루즈에 본사를 두고 있는 비상장 기업임. 2009 년 Joby Energy에서 개발된 제어 시스템과 분산 전기추진 시스템을 활용하여 Joby Aviation은 복합 기체 설계 및 제작, 고 충실도의 공기 역학 분석, 그리고 자매 회사 인 Joby Motors (고성능 전기 모터 설계 및 제조)를 통해 차세대 전기 자가용 항공기를 개발하고 있음
  - 2 인승 고정익 항공기인 Joby S2는 조용하고 환경 친화적인이 자가용 비행기는 일반적인 항공기보다 적은 에너지를 필요로 한다. S2는 이중화를 통해 안전성을 높이기 위해 이륙 및 착륙 시 여러 개의 프로펠러를 사용하는 분산 전기추진(Distributed Electric Propulsion)으로 저속에서 날개위로의 공기속도를 높여 양력을 높일 수 있고 순항 시에는 항력을 줄이기 위해 대부분의 프로펠러를 접음



그림 335. Joby S2

출처: JOBY AVIATION, “QUIET, RELIABLE AND EFFICIENT! JOBY AVIATION PAVES THE WAY FOR AN ELECTRIC FUTURE”

- 지 에어로(Zee Aero)와 키티 호크(Kitty Hawk) 사
  - 구글의 공동창업자 래리 페이지가 최근 우버사로 옮긴 NASA의 무어(Mark

Moore) 박사의 구상에 영감을 받고 실리콘밸리에 지 에어로(Zee Aero)와 키티 호크(Kitty Hawk)란 두 개의 스타트업 기업을 세움

- 스타트업'키티호크'가 개발한1인승'플라잉 카(flying car)는 바닥에 배터리가 부착된 8개의 로터로 차를 공중에 띄워 움직이며 수직으로 이착륙할 수 있음. 운전대 앞에 달려 있는 조이스틱 같은 장치를 조종해 방향을 바꿀 수 있음. 최고시속40㎞에 무게는100㎏



그림 336. Kitty Hawk사의 Flying Car

- 릴리움 제트(Lilium Jet) 사

- 릴리움 제트가 2017년 실제 크기 제품을 이용해 첫 비행을 하는 데 성공함. 최고속도300km/h에 항속거리300km임. 릴리움 제트는 독일 기업인 릴리움이 제작한 전기 항공기로 날개에 단 제트팬36개를 이용해 방향을 바꿔 수직 이착륙을 하거나 수평 비행을 할 수 있음. 전 세계에서 모인 디자이너와 엔지니어40여 명이 그동안 개발을 진행해왔고 시험 비행은 독일 뮌헨에서 이루어짐
- 뉴욕 맨해튼에서JFK공항까지55분 걸리던 거리를 릴리움 제트로 가면5분에 이동할 수 있음



그림 337. 릴리움 제트 형상



그림 338. 릴리움 제트 형상

- 미항공우주국(NASA)

- NASA는 분산 전기추진 항공기 Greased Lightning (GL-10), LEAPTech을 개발하고 축소 시범기 비행시험 완료



그림 339. NASA 분산 전기추진 항공기 Greased Lightning (GL-10)



그림 340. LEAPTech 항공기 날개의 트럭 시험

○ ODM을 이용한 프로젝트 (MOVE)

- Modeling On-Demand VTOL Environments (MOVE)은 VTOL을 이용하여 on-demand air 이동성과 관련된 개념을 탐구하는데 중점을 둔 Grand Challenge 프로젝트를 말함. 이 분야의 연구는 항공 업계에서 Urban VTOL로 알려져 있으며, Thin-Haul 임무를 포함하는 On-Demand Mobility로 알려진 더 광범위한 주제와 관련된 임무임
- 이 연구는 4가지 영역으로 프로젝트가 나누어짐. 1) 실행 가능한 Urban VTOL 작업을 가능하게 하기위한 차량, 소프트웨어, 인프라 및 규정을 어떻게 개발할지에 대한 로드맵 작성. 2) 다양한 지역에서 인구가 어떻게 이동하는지에 관한 분석을 얻기 위해 다양한 형태의 교통 데이터의 수집 및 이해. 3) 교통 수요 모델링으로 Urban VTOL운영을 통합하는 가장 효과적인 경로를 평가. 4) 도시계획문제를 평가하기 위한 framework를 작성
- Urban VTOL 운영에 대한 사례 연구를 위해 미국 조지아주 아틀란타시를 선택하고 가구당 여행 설문 조사 데이터를 수집함, 인프라 위치를 결정하기 위해 네트워크 분석을 수행하였으며, 마지막으로 건물코드와 구역 규칙을 어떻게 즉시 사용하고 미래에 효과적이고 능률적으로 개발할지에 대한 권장사항을 제공함
- MOVE project 팀은 이 분야의 의사결정자가 시스템의 변수가 변경 될 때 다른 측정항목을 평가할 수 있도록 주요 영역을 통합하는 비교분석(tradeoff) 환경을 제공함
- 문제정의(Problem Definition)
  - 미국의 대부분의 도시에서 통근 옵션은 매우 제한되어 있음. 미국인의 5%만이 대중교통을 이용함(McKenzie, 2013). 지난 세기 동안 미국인들이 시골에서 도시로 이동하려는 경향은 계속되고 있음. 인구 밀도가 높은 지역에서 사람들이 이동하려고 시도함에 따라 도시 교통 체증이 심각하게 증가함. 최악의 교통량을 가진 상위 10개 도시의 통근자들은 같은 이동을 위한 정상적인 출퇴근 시간보다 70시간 이상을 더 소비하는 것으로 나타남
  - 초과된 출퇴근 시간은 통근자들에게만 영향을 주는 것이 아니라 미국의 경제에도 안 좋은 영향을 줌. 생산성과 임금손실, 배기가스 배출량 증가, 인프라의 노후 및 파손으로 인한 교통 관련 비용이 미국에서 1년에 1230억 달러가 낭비되고 있는 것

으로 나타남 (INRIX, 2014). 교통 체증으로 인해 자동차 배기가스 배출량이 증가하면서 지역 의료 시스템에 보이지 않는 부담이 증가하고 있으며, 매일 10마일 이상이 통근하는 사람들은 혈압 상승 위험이 더 높다는 연구 결과도 나타남. 이를 해결하기 위한 차세대 자동차는 지상 또는 항공을 불문하고 유해한 배기가스 배출을 줄이기 위해 새로운 추진 기술을 채택하고 대체연료를 사용해야 할 것임

- 시장분석(Market Analysis)
  - On-Demand Mobility, 특히 Urban VTOL은 항공 산업에서 상대적으로 새로운 연구개발 분야임. 현재 약 30개의 회사가 항공기 개발에서 운영에 까지 이르는 Urban VTOL 개념에 공개적으로 투자하고 있음
  - 중국의 이항(Ehang)은 두바이에서 아이패드(ipad)를 아용하여 목적지를 설정한 단일 승객을 완전 자동화된 쿼드로터(quadrotor)를 이용하여 목적지까지 이동시킴. AgustaWestland사는 항공기 배출가스를 줄이는 것을 목적으로 한 틸트로터 항공기를 개발함. Airbus사의 prototype vehicle, Vahana는 현제 개발 중이며 2017년 말에 비행시험을 할 계획임
  - Uber는 2016년 가을 백서를 발표하여 Urban VTOL 개념을 지역 사회에서 받아들일 수 있도록 소음, 배기가스 및 안전에 관한 목표를 정량화함. Uber는 현재 인증 및 공역 운영 표준에 의해 제기된 장벽에 대한 수정안을 제시함. 차량과 승객가의 사용자 인터페이스 역할을 하고자 탑승 경험 및 가격 책정, 수요민감도를 조사함
- 문제식별(Problem Identification)
  - 시장분석에서 잠재적 서비스 제공업체와 자동차 제조업체가 상당한 관심이 있는 것으로 확인되었지만 차량 및 운영자가 활용할 수 있는 효과적인 인프라 네트워크를 계획하고 구축하는 것에 대한 책임은 누구도 고려하지 않고 있음. 이 중 특히 Urban VTOL이 지역경제에 도움이 된다는 것을 지역사회에 납득시키는 방법을 고려하는 주체는 없음. 이를 염두에 두고 Grand Challenge Team은 Urban VTOL 인프라와 관련된 질문 및 측정항목을 결정하는 의사 결정자를 분류하였음
  - 먼저 Urban VTOL를 사용할 가능성이 높은 거주자의 주거지가 어디이고 수직 이착륙장이 그들에게 서비스를 제공하기 위해 어디에 위치하는 것이 좋을지를 파악하는 것이 중요함. 이러한 측정기준과 비교분석(tradeoff) 연구를 통해 의사결정자는 측정항목들과 관련된 데이터에 접근할 수 있도록 해야 함. 이것은 목표시장, 시간절약에 영향을 주는 입력과 관련 있는 차량, 그리고 필수 수직이착륙장 크기와 같은 기타 안전 및 규제 변수를 이해하기 위한 인구 통계학적 데이터를 말함. 마지막으로 소비자 행동 연구, 차량 사양 또는 규제기관과 같은 다양한 연구 분야에서 이 데이터를 어디서 찾을 수 있을지 파악해야 함. 이렇게 소비자 행동 연구, 차량 사양, 규제기관 이 세 가지 영역을 각각 결합하고 취합하여야 함
- 교통 수요 모델링(Transportation Demand Modeling)
  - 효과적인 이동수단 인프라 네트워크를 만들기 위해서는 사람들이 지역에서 어떻게 움직이는지 아는 것이 중요함. 도시(city)에서는 공항, 이벤트센터와 같은 지역 명소들을 아는 것이 중요할 것임. 지역에서는 공항 허브, 정치 활동의 중심지(예를 들면 수도) 또는 주요 관광지일 수 있음. 다양한 수준의 충실도와 필요한 데이터를 수집하기 위한 관련 비용으로 이 운송 수요를 평가하는 몇 가지 방법이 있음. 국

가나 기업에서 암호화된 휴대폰 네트워크 데이터를 사용하여 ping을 기반으로 개인의 경로를 추적하거나, 여행 연구에서 자원봉사자의 차량의 GPS loggers를 사용하거나, 가정 여행 설문지를 조사하는 것이 그 방법이라 할 수 있음. 여행 설문 조사 방법은 비용면에서 효율적인 방식으로 가장 일반적인 수집 방법이라 할 수 있음. 그러나 GPS data와 비교했을 때 정확한 위치데이터를 보장하고 충분히 다양한 응답 인구를 확보 할 수 있는 능력에는 한계가 있음

- 사례 연구 분석을 위해, Grand Challenge Team은 2011년 Atlanta Regional Commission의 Household Travel Survey에서 데이터를 수집함. Atlanta Region Commission(ARC)는 10개 지역부분과 Atlanta 대도시 지역의 계획 및 지역정부간 조정 기관을 말함. 2011년 연구에서 20개의 자치주의 10,000가구의 하루 이동 행동을 조사함. 설문조사의 응답자는 2만 5천명, 93,000건, 21,000대의 차량을 대상으로 진행되었음. 이동 데이터 뿐만 아니라 설문조사 참가자와 관련된 나이, 장애, 고용 및 결혼 상태와 같은 인구 통계학적 데이터가 포함되고 각 가구의 근로자수, 아동수, 주거 유형 및 가구당 평균 소득에 대한 정보가 포함됨. 이러한 자료들은 Urban VTOL 운송에 필요한 교통 수요모델을 개발하는데 중요한 정보가 됨
- 위의 정보에서 시간과 관련된 데이터를 사용하여 ARC Household Travel Survey를 필터링함. 이동 목적은 Urban VTOL의 주 용도가 통근의 대안으로 사용된다고 가정한 것에 기초로 하여 매일 통근 및 비즈니스 관련여행에 관한 것으로 제한하였음. 또한 7시에서 9시와 오후3시에서 7시 사이의 러시아워 시간의 이동 데이터를 사용하는 것으로 제한하였음. 필터링 하기 전 93,692건의 데이터가 필터링 후 7,311건의 데이터가 남았음. 이러한 이동 데이터는 Optimization and Candidate Selection 섹션에서 설명되는 최적화 체계에서 사용된 트래픽 수요 모델을 생성하는데 사용됨

- 최적화 및 후보군 선택(Optimization and Candidate Selection)
  - 얻은 데이터를 이용하여 서로 다른 두 운송 네트워크를 모델링 한 다음 교통을 처리하는데 얼마나 효과적인지 비교함. 첫 번째 네트워크는 기존의 도로 인프라를 의미하고 두 번째 네트워크는 특정 노드 쌍이 기존 도로에서 비행으로 업그레이드 된 Urban VTOL 네트워크를 의미함. 두 번째 네트워크의 처음과 마지막의 노드쌍으로부터는 자동차로 연결된다고 가정함. 네트워크의 수학적 모델을 생성하고 노드 사이의 이동시간을 계산하여 네트워크상의 교통 흐름을 할당한 뒤, MATLAB과 EXCEL 스프레드 시트에 저장된 다중의 매트릭스를 사용하여 프로젝트가 수행됨

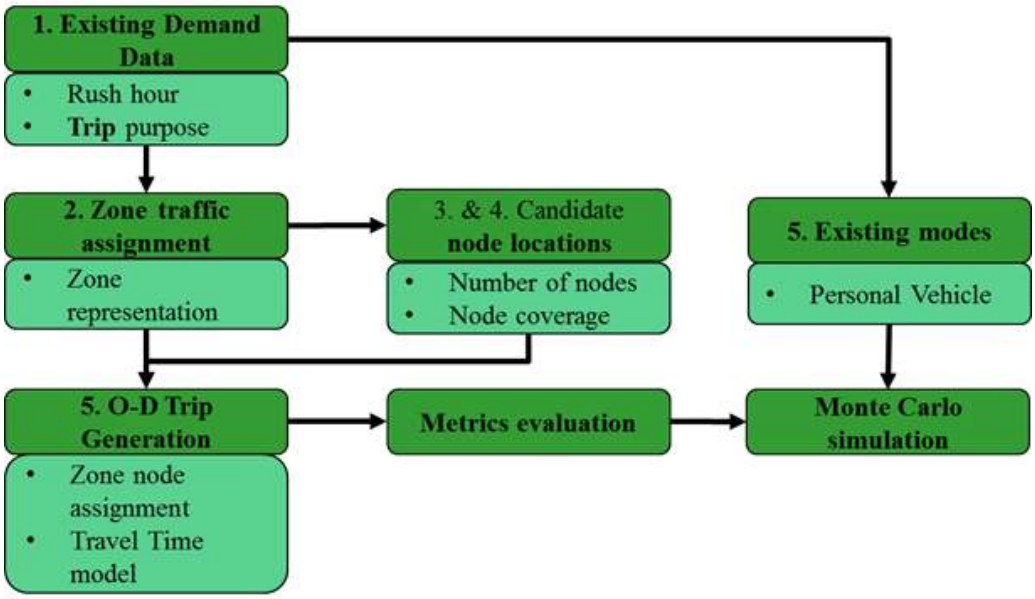


그림 341. Overview of the ODM Design Process[58]

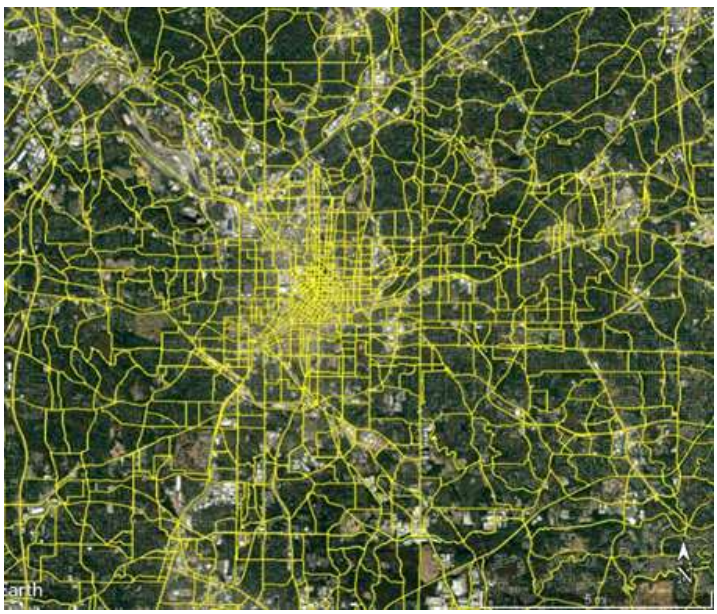


그림 342. Zones From Atlanta Travel Survey [58]

- Step1 : travel zones의 대표점 찾기
  - ✓ Atlanta 이동 설문조사는 여러 지역에 걸친 이동 데이터를 제공함. 영역(zone)은 점들의 목록(위도 및 경도)으로 정의됨. 이 점들은 영역의 경계를 나타냄. 실제 출발지와 목적지는 개인정보보호와 관련하여 제공되지 않기 때문에 각 영역 내의 모든 트래픽에 대한 sink 및 source역할을 하는 대표점을 계산하여 이용해야함
  - ✓ 그러한 대표점을 계산하는 것은 영역이 불규칙한 모양이고 볼록(convex)하지 않기 때문에 쉽지 않은 작업임. 처음에는 위도와 경도의 간단한 산술평균을 수행하여 대표점을 얻음. 이 방법은 우리가 관심 있는 영역인 미국 조지아주 아틀란타 시 중심 지역에서 경도에서 교차하는 지점이 없기 때문에 효과적임. 하지

만 이 방법은 선택된 점이 실제로는 영역 외부에 있거나 경계 근처에 있을 수 있어 문제가 됨. 이는 영역이 볼록하지 않은 경우 특히 문제가 발생함. 예를 들어 일부 부드러운 직선부분은 훨씬 적은 점을 가지지만 호수와 같은 들쭉날쭉한 부분은 평균점을 향해 편향되게 됨

  - ✓ 위와 같은 문제점을 교정하기 위해 다른 알고리즘을 이용하여 대표점을 계산함. 각 영역에 대해 영역을 제한할 경계 상자(bounding box)가 작성됨. 이 경계상자는 $\phi_{north}, \phi_{south}, \lambda_{east}, \lambda_{west}$ 로 표현됨. 대표점은 단순히 경계 상자의 중간점으로 계산됨. 여기서 가장 정확한 모델링은 각 영역을 원소 영역으로 이산화 하여 계산하는 것임. 하지만 제한된 기간과 원하는 정확성을 감안할 때 이 방법은 채택되지 않음

- Step2 : 도로 네트워크 생성(Creating the road network)
  - ✓ Step 1에서는 기존의 도로 인프라를 이용하여 네트워크를 만들었음. 이것은 Python으로 작성된 스크립트를 통해 Google maps API를 사용하여 수행되었음. Google Maps API는 교통 모델링 및 시뮬레이션을 위한 여러 기능을 사용할 수 있는 기능이 있음. 이 연구에서는 Distance Matrix API가 사용됨
  - ✓ API queries에 표준 키를 사용하는 것과 관련된 사용 제한으로 인해 네트워크 크기를 실행 가능한 크기로 줄여야함. 이를 위해 각 노드의 발생수를 기준으로 노드의 순위가 작성됨. 이 순서에서 상위 100개의 노드가 선택되고 선택 외 총 9900건의 API가 호출됨. 이를 통해 관련 이동시간이 시간 매트릭스로 저장됨. 한 O-D쌍 사이의 이동과 관련된 “비용”은 그 사이를 운전하는데 필요한 시간을 의미함
- Step3 : Urban VTOL 네트워크 생성(Creating the Urban VTOL network)
  - ✓ Urban VTOL 네트워크는 도로네트워크의 복사본으로 시작함. 몇 개의 노드들이 vertiport로 개발되어 도로와 VTOL 서비스에 둘다 이용됨
  - ✓ 노드들의 subset 중 하나가 선택되면 이 vertiport 사이의 거리는 Haversine 공식을 사용하여 계산됨
  - ✓ Haversine 공식

$$GCD = 2R_{earth} * \sin^{(-1)}\left(\sqrt{\sin^2\left(\frac{\phi_2-\phi_1}{2}\right) + \cos(\phi_1)\cos(\phi_2)\sin^2\left(\frac{\lambda_2-\lambda_1}{2}\right)}\right) \quad (68)$$

(R_{earth} = 지구의 반지름 , ϕ_1, ϕ_2 = 점 1, 2의 위도 , λ_1, λ_2 = 점 1, 2의 경도를 의미 모든 각은 radian으로 계산됨)

  - ✓ 계산된 거리 매트릭스는 ODM에 이용되는 PAV의 평균속도와 노드에서의 평균 대기시간을 사용하여 시간 매트릭스로 변환됨. 대기시간에 따라 기존의 네트워크보다 느린 연결이 나올 수 있기 때문에 시간 매트릭스는 노드 쌍 연결이 실제 시간을 절약 한 경우에만 작성됨
  - ✓ 시간 매트릭스가 완성되면 MATLAB으로 불러와 네트워크를 생성함
  - ✓ 두 노드사이의 이동과 관련된 비용은 첫 번째 지상 운전시간, 수직이착륙장에서의 대기시간, 비행시간, 마지막 지상 운전시간의 합으로 계산됨
- Step4 : 두 개의 네트워크 비교(Comparing the two networks)
  - ✓ Atlanta travel survey를 통해 얻어진 정보들 통해 두 개의 교통시스템에 traffic

flow를 할당하여 비교함

✓ MATLAB의 distance function을 이용하여 각각의 O-D 쌍의 traffic을 할당함

- Step5 : 몬테카를로 시뮬레이션(Running the Monte Carlo simulation)
  - ✓ Step 2,3,4를 통해, Urban VTOL에 영향을 주는 여러 요소들을 평가하고 그 요소들이 각 교통시스템에 미치는 영향을 보고자함. 이 과정은 Monte Carlo Simulation을 통해 이루어짐
  - ✓ 비행체 속도: PAV의 평균 속도를 의미하며 더 좋은 기능의 비행체는 각 비행 segment에서 다른 시간을 가짐. 이 속도는 비행시간으로 전환 될 수 있으며, 비행시간은 수직이착륙장 사이 이동시간의 일부분을 차지함
  - ✓ 대기 시간: 이동시간에 두 번째로 더해지는 부분을 의미함. 대기 시간은 운영 시스템의 효율을 의미함. 이 시간에는 PAV의 충전과 급유시간도 포함됨
  - ✓ 노드 수: 이것은 수직이착륙장으로 개발되는 노드의 수가 전체 네트워크에 얼마나 영향을 주는지를 의미함. 수직이착륙장의 수가 늘어날 지라도 특정한 경로에 직접적인 영향은 주지 않을 수 있음
  - ✓ 어떤 노드가 선택되어야하는지는 개발자에게 매우 중요함. 네트워크의 크기가 클수록 이것을 결정하기 어려워지기 때문에 Monte Carlo simulation을 통해 수직이착륙장 노드의 부분집합을 랜덤으로 선택하여 실행함
- Step6 : 후처리(Post-processing)
  - ✓ 각 네트워크를 비교하여 시간이 감소한 퍼센트가 마지막 metric 결과로 나오게 됨. MATLAB을 통해 얻어진 결과는 JMP 소프트웨어를 통해 scatterplot matrix로 구현됨

- 도시 계획(Urban Planning)
  - 비행체 제작사, 서비스 공급자, 인프라 개발자는 전체 Urban VTOL 개념을 개발하는 주체임. 이 중 인프라 개발자는 Urban VTOL에서 인프라 기반을 마련해야함
  - 인프라 개발자들은 새로운 네트워크의 위험을 식별하고 완화하는 계획을 개발해야하며, 이 계획은 지역규제를 모두 만족해야함
- 최종 결과

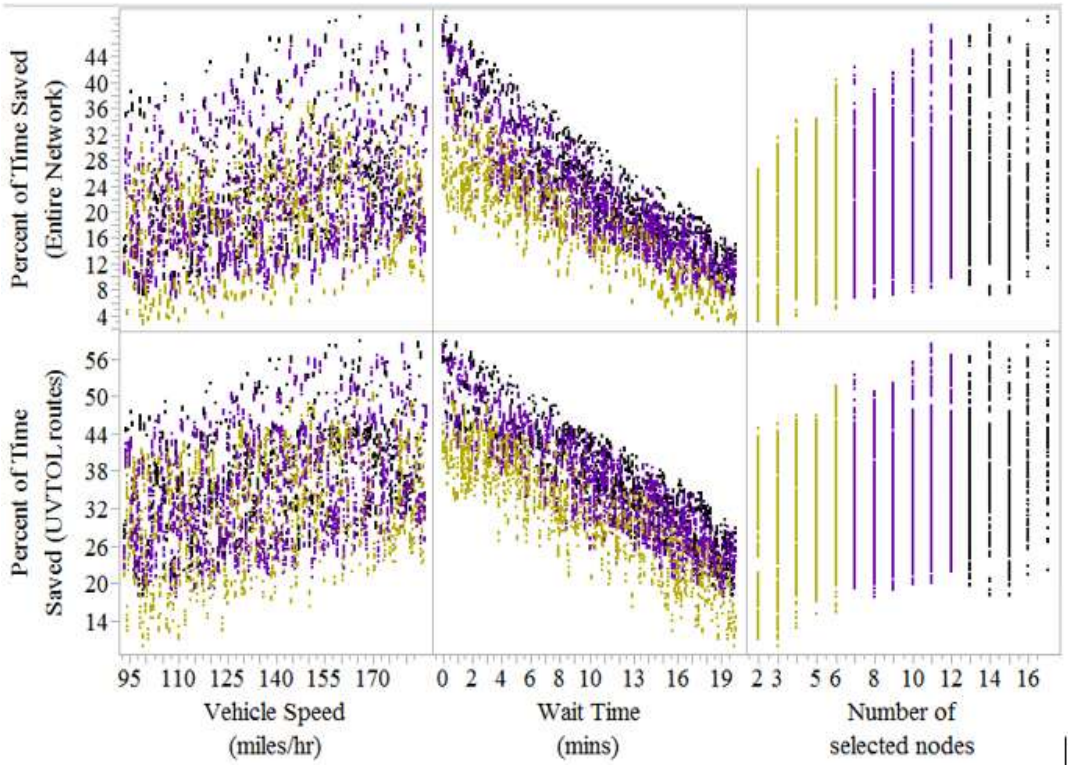


그림 343. Effect of Number of Nodes [58]

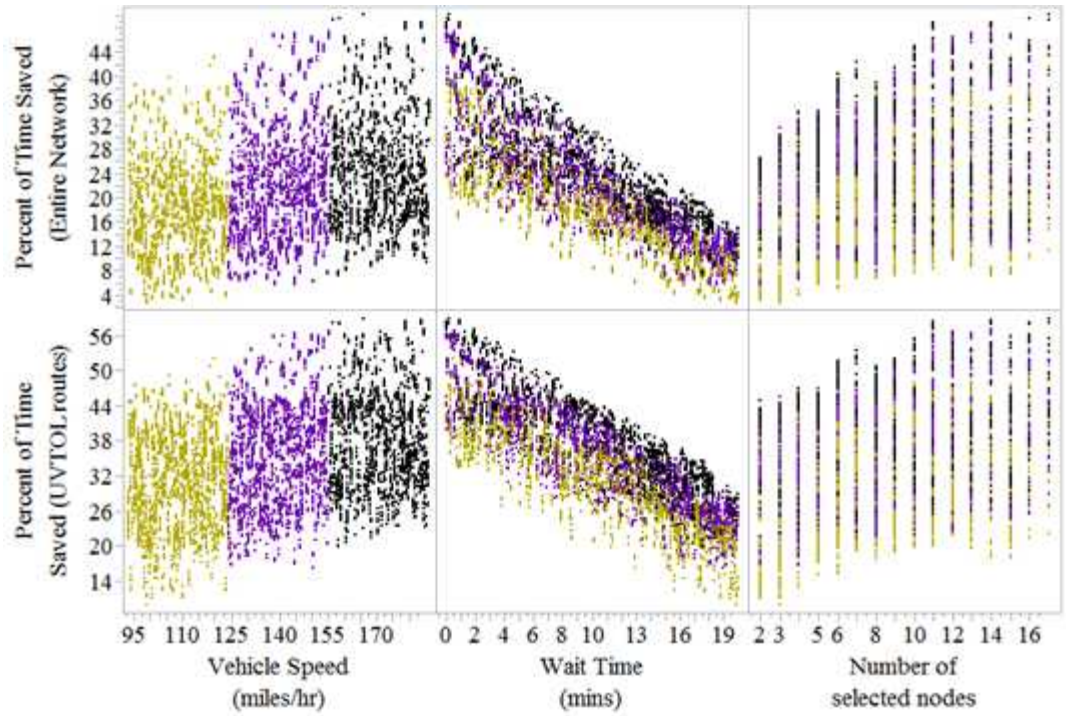


그림 344. Effect of Vehicle Speed [58]

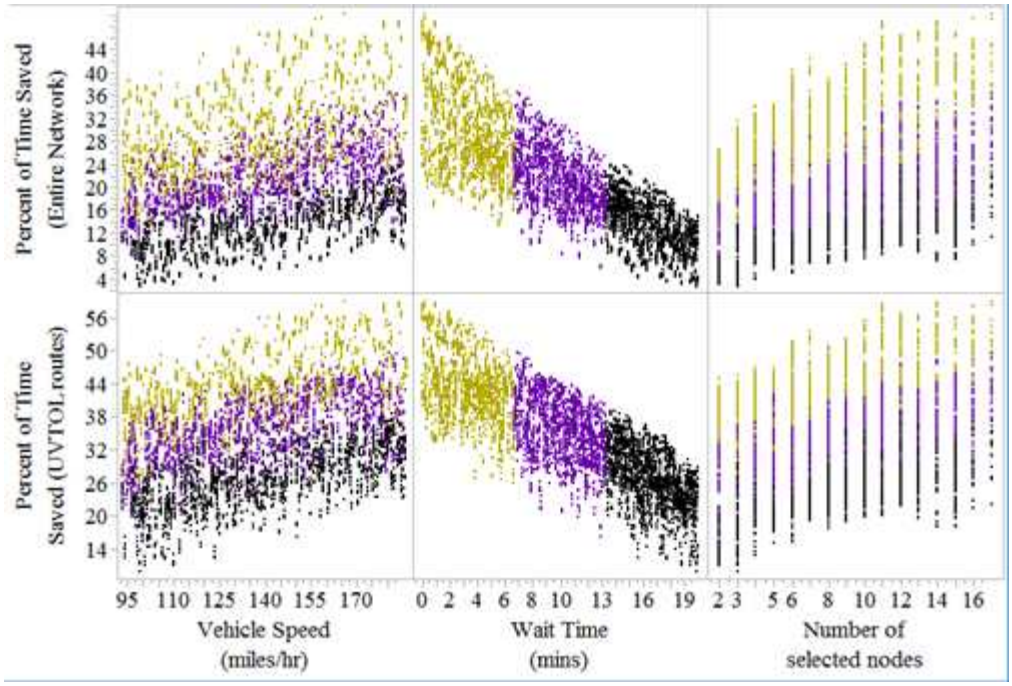


그림 345. Effect of Wait Times [58]

- 위 그림과 같은 산점도 그래프는 여러 매개 변수의 특정값을 고려할 때 빠른 분석을 가능하게 해줌. 3개의 매개변수들 중 하나의 매개변수값을 고정하고 다른 매개변수들의 변화를 분석함
- 위의 그래프를 통해 노드의 개수가 전체 시스템 성능지표에 영향을 준다는 것을 알 수 있음. 상식적으로 더 많은 노드가 시간을 더 많이 줄일 수 있다고 생각하지만, 결과를 보면 고원효과가 있는 것을 알수 있음. 이를 더 자세히 분석하기 위해 또 다른 Monte Carlo simulation이 수행되며, 이번에는 다른 두 매개변수에 대한 4가지 설정 조합으로 수행됨

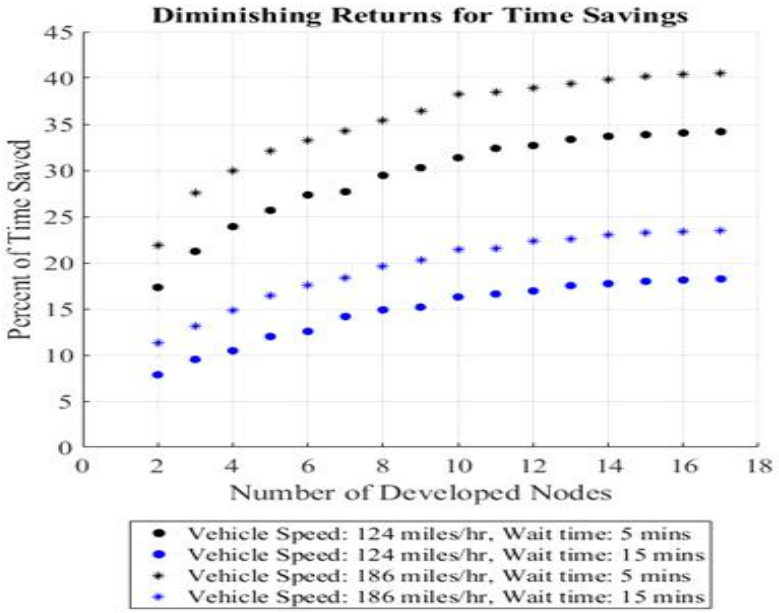


그림 346. Diminishing Returns for the Number of Vertiports Developed [58]

- 결론
  - 이 프로젝트의 최종 결과물은 교통 시스템 설계의 모든 측면을 고려한 Framework를 설계하는 것임. 이 배경에 모든 기술적, 경제적 및 운영 측면을 고려하여 시스템의 영향을 관찰하기 위해 매개변수를 변화시키며 효과를 관찰함. 이러한 모든 측면을 고려한 Urban VTOL설계가 매우 중요함
  - 개발된 Framework는 앞으로 더 정비되고 개발됨으로써 더 강화 될 수 있고, 운영자 또는 정책 결정자가 이 결과를 통해 Urban VTOL의 개념을 궁극적으로 가능하게 하는 주요 결정을 내리는데 사용될 수 있음

2-6-② 계획서에 없는 추가 연구: 공유기반 이동성의 국내 적용 방안

○ PAV를 활용한 공유 비행체 기반 이동성(ODM: On-Demand Mobility)의 국내 적용 방안

- 현재 우리 우리나라 뿐만 아니라 전 세계의 많은 나라들이 교통 체증으로 인한 손실로 인해 심각한 사회문제에 직면하고 있으며, 이로 인해 새로운 교통수단에 대한 요구가 증가하고있음. 이러한 요구로 인해 세계의 여러 기업에서는 미래형 개인항공기인 PAV를 활용한, 고객 요구 시에 운항하는 공유 비행체 기반 이동성(ODM)을 통해 이 문제를 해결하고자 함
- 통계청의 조사에 따르면 우리나라의 전체인구의 통근시간은 점점 증가 하고 있으며, 평균 통근 시간이 120분 이상이 되는 인구는 2005년에 약 190,000명에서 2010년에는 약 284,000명으로 증가하였음 (출처 : 통계청, 인구총조사)
- 이와 같이 통근시간의 증가는 개인의 시간낭비, 직장인들의 업무 효율성 감소의 문제뿐만 아니라, 전 사회적인 연료와 시간의 낭비를 가져옴
- 미국과 유럽, 중국 등과 같은 해외에서는 이러한 교통체증의 문제를 해결하기 위해 이미

여러 프로젝트들과 연구를 진행하고 있음

- 나사의 공유 비행체 기반 이동성(ODM)은 PAV와 같은 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 있게하는 교통수단, 인프라 등과 같은 개념을 총칭하는 용어임
- PAV를 개인이 소유하는 것이 아닌 여러 사람이 공유하여 사용함으로써 사람들이 좀 더 쉽고 편리하게 항공 교통수단을 접할 수 있게 하며, 여러 사람이 이용하기 때문에 비용감소의 효과도 가져옴
- 공유 비행체 기반 이동성은 PAV를 이용해 오랜 시간 이동하는 개념이 아닌 상대적으로 짧은 거리와 시간, 소규모의 인원이 이용하는 출퇴근과 같은 상황에 적용하는 것을 목표로 함
- 세계적으로 소유가 아닌 공유하는 개념을 이용한 시스템들이 큰 성장세를 보이고 있음. 차량, 숙박, 물건을 공유하는 서비스를 제공하는 기업이 들어나고 있고, 우리나라에서도 'Socar' 와 'Green Car'와 같은 기업들이 성장세를 보이고 있음. 이러한 추세에 맞추어 세계의 약 20여개의 업체들이 항공기를 공유하여 여러 사람이 공동으로 이용하는 시스템과 그에 적용할 수 있는 항공기를 선보이고 있음
- NASA에서는 ODM에 적용되는 항공기에 DEP를 도입하려함. NASA의 마크 무어 박사는 효율적이고 가벼운 전기모터 및 배터리 기술과 자율성의 향상이 새로운 항공혁신을 창출 할 것이라고 예상함. DEP 기술을 적용한 항공기는 VTOL(Vertical Take Off and Landing)이 헬리콥터와 같이 이륙하고 기존의 항공기와 같이 앞으로 나아가게 하는 기술을 더 실현가능하게 해주며 도시의 공공이동수단으로써도 가능하게 해줄 것이라고 마크 무어는 예상함
- 자율비행(autonomous flight)은 PAV가 도시에서 운용될 때 예상치 못한 위험 변수들을 보다 잘 통제 가능하게 만들어 주어 더 안전한 운행이 가능하게 함. ODM은 비행 조종사가 없는 완전한 자율 비행을 목표로 함. 자율비행은 PAV를 누구나 이용할 수 있는 공공이동수단으로 빠르게 자리 잡을 수 있게 하며, 이 자율성을 높이는 장기적인 해결책은 분산된 항공 전자와 제어구조를 제공하는 것임. 항공기 운행 시 발생하는 여러 예상치 못한 위험 요소들로 인한 사고발생을 디지털화된 자동 운행 시스템의 도입으로 줄일 수 있을 것으로 기대됨
- ODM에서는 PAV가 이착륙할 수 있는 비행장을 구축하는 것 또한 중요한 요소로 생각함. NASA에서는 새로운 수직 이착륙장을 건설하기 보다는 기존의 인프라를 재사용하는 방법을 제안함. 도시의 건물옥상에는 많은 수직 이착륙장이 있지만 개인 소유의 건물과 같은 경우 위급한 상황이 아닐 때 이용의 어려움이 있어, ODM이 실질적으로 이용할 수 있는 수직 이착륙장이라고 보기 어려움. 따라서 도시 고속도로에 많이 분포하고 있는 네잎 크로버 모양의 입체교차로를 수직 이착륙장으로 활용하는 방안을 제안함.
- NASA에서는 실리콘 밸리의 한지역의 입체교차로를 수직이착륙장으로 변경하여 ODM을 적용하였을 때 어떠한 효과가 나타나는지에 대하여 연구함. 그림 348는 실리콘 밸리 한 지역의 수직 이착륙장으로 활용 가능한 입체교차로을 나타냄. 실리콘 밸리 지역 사람들은 25% 이상이 통근시간에 90분 이상을 소모하는 것으로 나타남. 하지만 ODM을 적용하였을 때 통근거리는 20~30%가 감소하고 통근 시간은 최대 3.7배 감소하는 효과가 나타

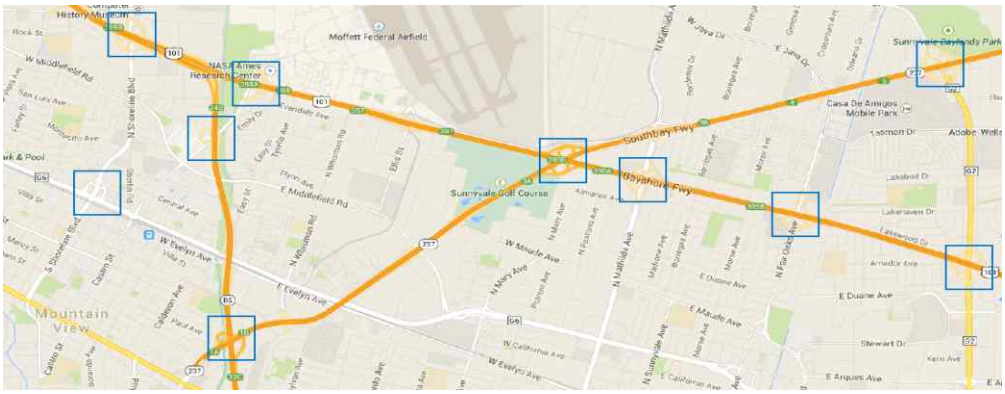


그림 347. 실리콘 밸리 한 지역의 수직 이착륙장으로 활용 가능한 입체 교차로 [57]

남 (출처 : K. R. Antcliff, K. Goodrich, M. Moore, "NASA Silicon Valley Urban VTOL Air-Taxi Study," in *Proceedings of On-Demand Mobility/Emerging Tech Workshop,* Arlington: VA, p.1-15, March 7, 2016)

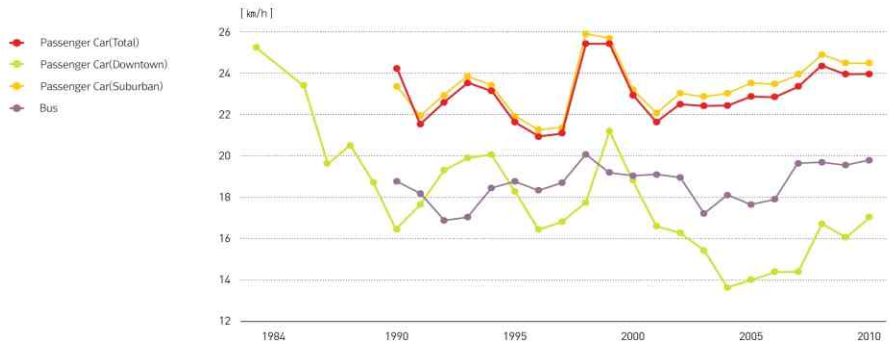


그림 348. 차종별 지역별 통행속도, 1984-2010 (출처 : 서울특별시, 서울통계)

- 우리나라의 교통체증 문제는 점점 심각해지고 있으며, 한국 직장인들의 통근시간은 OECD주요 국가들과 비교해 보았을 때 평균 58분이 걸려 26개국 중에서 가장 긴 것으로 나타남. 그 이유들 중 하나는 일자리가 많은 서울을 중심으로 통근하는 수도권 주민이 많기 때문으로 볼 수 있음. 대중교통을 이용하는 수요에 비해 공급이 부족한 상황으로 이런 상황을 개선하기 위한 해결책으로 지금까지는 버스노선이나 지하철을 신설함. 하지만 현재 우리나라의 버스와 지하철과 같은 공공 교통수단은 포화상태이며 도로를 새로 건설하기에도 쉽지 않은 상황임. 따라서 새로운 공공 교통수단의 도입이 필요한 상황임.
- 위의 그래프는 차종별, 지역별 통행속도를 나타낸 그래프임. 도심에서의 승용차의 속도는 1984년부터 오름과 내림을 반복하지만, 감소하는 경향을 보여줌. 2010년 도심에서 승용차의 통행속도는 18km/h에서도 미치지 못하는 것을 알 수 있음
- 서울시의 통계를 참고하여, 수도권에서 출퇴근 시간대에 교통량이 많고 통행속도가 낮은 구간을 선정하여 그 구간을 자동차가 아닌 ODM을 적용했을 때를 가정함. 경로1은 경부고속도로를 이용한 강남역에서 동탄 신도시까지의 경로, 경로2는 경인고속도로를 이용한 부천에서 종로까지의 경로, 경로3은 서울 도시고속도로를 이용한 서울시청에서 경기도

북부청사까지의 경로임

- 각 경로의 서울 방향의 경로를 고려했으며, 2017년 5월 22일부터 2017년 5월 26일까지 출근시간대인 7시에서 9시와 퇴근시간대인 17시에서 19까지의 평균 속도 데이터를 이용하여 평균 걸리는 시간을 계산함
- 아래의 표는 각 경로의 구간, 시간대별 자동차의 평균 속도를 나타냄. 각 경로 별로 보았을 때 평균속도가 20km/h도 안되는 구간이 있으며, 특히 경로3은 다른 경로에 비해서 전체적으로 속도가 낮게 나타남. 각 경로의 평균속도를 이용하여 평일에 그 구간을 지나기 위해 걸리는 시간을 계산하였을 때 경로1은 약 60분, 경로2는 약 51분, 경로3은 약 66분이 걸림. 이 시간은 왕복으로 계산한 시간이 아니기 때문에 왕복으로 계산 하면 더 긴 시간이 걸릴 것으로 예상됨

표 96 경로1 구간과 시간대 별 자동차 평균속도 (단위 : km/h)
(출처 : 경기도교통정보센터)

	7시	8시	9시	17시	18시	19시
수원IC ~ 신갈JC	79.4	67.8	57.0	56.6	74.5	76.4
신갈JC ~ 죽전휴게소	89.8	92.0	91.0	70.4	80.7	84.8
죽전휴게소 ~ 서울T/G	86.8	89.2	90.0	66.8	61.2	78.6
서울T/G ~ 판교IC	85.2	84.8	84.5	63.4	48.7	70.6
판교IC ~ 판교JC	86.6	86.2	84.5	63.6	48.7	70.4
판교JC ~ 달래내고개	61.8	50.0	48.0	61.2	59.7	56.0
달래내고개 ~ 양재IC	40.4	33.8	22.5	28.8	25.2	22.8
양재IC ~ 서초IC	45.4	44.6	33.0	25.6	20.7	21.4

-

표 97 경로3 구간과 시간대 별 자동차 평균속도 (단위 : km/h)
(출처 : 경기도 교통정보센터)

	7시	8시	9시	17시	18시	19시
동부간선도로분기전 ~ 노원교	44.6	26.2	23.0	12.0	12.0	17.4
노원교 ~ 상계교	27.6	21.3	23.0	21.4	27.7	34.2
상계교 ~ 창동교	19.6	28.6	20.5	20.8	25.2	31.4
창동교 ~ 녹천교	19.3	23.3	20.0	20.8	22.5	32.6
녹천교 ~ 월계1교	33.0	37	33.5	41.0	41.7	51.4
월계1교 ~ 월릉JC	37.3	52.6	54.0	79.0	79.0	78.8
월릉JC ~ 중랑교	37.0	33.6	45.5	69.2	71.5	72.6
종암JC ~ 월곡램프	64.0	60.3	53.5	77.6	77.0	75.2

- 각 경로에서 ODM을 활용하여 출 퇴근 시간에 이용한다고 가정함. PAV를 이용한다고 가정하여 속도는 약 200mph,전기추진, 자율비행을 한다고 가정하였음. 또한 ODM을 이용하는 주된 고객은 출퇴근 시간이 왕복 1시간이 넘는 사람들을 대상으로 함.
- ODM을 이용하는 고객이 이동하는 경로는 출발지에서 출발 수직이착륙장까지 자동차를 이용한 거리, 출발 수직이착륙장에서 도착 수직이착륙장까지 PAV를 이용한 거리, 도착

표 98 경로2 구간과 시간대 별 자동차 평균속도 (단위 : km/h)
(출처 : 경기도교통정보센터)

	7시	8시	9시	17시	18시	19시
부천IC ~ 신월IC	46.6	55.6	57.0	56.4	41.0	53.0
신월IC ~ 경인고속입구	22.7	20.0	18.5	42.4	46.3	47.2

수직이착륙장에서 도착지까지 자동차를 이용한 거리를 경로로 가정했고, 각 경로에 따른 걸리는 시간을 계산함. 아래의 그림은 ODM을 이용할 때 출발지부터 목적지까지의 각 과정을 도식화하였음

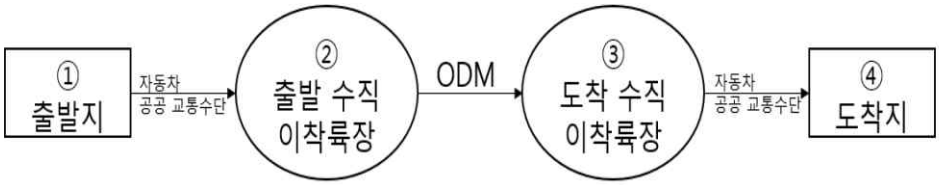


그림 349. 공유비행체 기반 이동성(ODM)의 이동경로

- ODM을 이용할 때 수직 이착륙장의 위치 선정은 매우 중요함. 따라서 본 연구에서는 ODM의 수직 이착륙장 위치 선정을 위해 K-mean Algorithm을 사용함.
- K-mean Algorithm이란 주어진 여러 개의 데이터를 k 개의 클러스터로 묶는 알고리즘을 말함. 이 알고리즘에서는 먼저 몇 개의 클러스터로 나눌지 정의함. 이때의 클러스터의 개수가 k가 됨. 본 연구에서는 k의 개수가 수직이착륙장의 수를 의미한다고 볼 수 있음. 이 알고리즘에서는 일반적인 유클리드 거리 공식을 이용하여 각각의 점에서 가장 가까운 클러스터에 데이터를 할당함. 그 다음 각 클러스터에 속한 점들의 centroid 혹은 평균을 구하고 이렇게 구한 centroid는 새로은 centroid 값으로 사용됨. Centroid 값이 일정한 값으로 수렴할 때까지 이 과정을 반복하게 됨[59]
- K-mean algorithm은 i 번째 클러스터의 중심을 μ_i, 클러스터에 속하는 점의 집합을 S_i라 할 때, 전체 분산을 최소화하는 S_i를 찾는 것임. 이때 전체 분산을 아래와 같은 식으로 표현할 수 있음[60]

$$V = \sum_{i=1}^{k} \sum_{x \in S_i} \| X - \mu_i \|^2 \tag{69}$$

- K-mean algorithm에서 cluster의 개수인 k를 정하는 것은 중요한 문제임. k는 수직이착륙장의 개수로써 k의 개수를 2,4,6,....,32,34,36 개로 바꾸어가면서 k 개수에 따라 이동시간을 비교했음.그리고 silhouette technique을 이용하여 clustering이 적절하게 되었는지 확인함
- silhouette technique은 데이터들이 얼마나 적절하게 clustering 되었는지 확인하는 방법임. 각 데이터에 대하여 $s(i)$ 값을 구하는데 이 값은 -1 ~ 1까지 가지게 됨. 이때 $s(i)$ 값이 적거나 음수일수록 제대로 clustering이 이루어지지 않았음을 의미함
- 수도권 지역인 서울, 인천, 경기도의 2015년 인구 총 조사의 자료 중 하나인 출퇴근 데이

터를 이용함. 총 14,583,003 명의 통근, 통학 지역을 조사함. 이 데이터를 통해 현거주지에서 통근, 통학하는 지역에 따른 인구를 알 수 있음. 현 거주지와 통근, 통학 지역은 86개의 각 시, 군, 구, 동 별로 나누어져있음. 본 연구에서는 현 거주지는 고려하지 않고, 통근, 통학지만을 고려한 인구 데이터를 활용함

- 각 시, 군, 구 ,동에 출퇴근하는 인구를 좌표의 개수로 표현하기 위해 이동 인구를 천의자리에서 반올림 한 다음 10,000으로 나누어 표현하였음. 그리고 계산을 간단히 하기 위해 각 지역의 면적을 정사각형으로 가정하여 계산함. 각 지역이 정사각형 형태일 때 위도, 경도의 시작점에서 좌표의 개수에 따라 위도, 경도 데이터를 랜덤하게 생성함. 생성된 좌표의 총 개수는 1741개이고 Matlab을 이용하여 계산함. 아래 그림은 출 퇴근 인구를 좌표로 표현한 것이고 가로 축은 경도 세로축은 위도를 의미함



그림 350. 좌표로 표현한 각 지역의 출 퇴근 인구

- 아래 그림은 k = 2,10,20,36일때의 결과를 나타냄

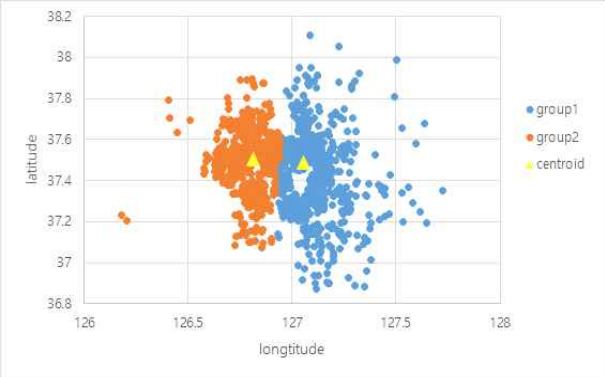


그림 351. k가 2일 때 clustering 결과

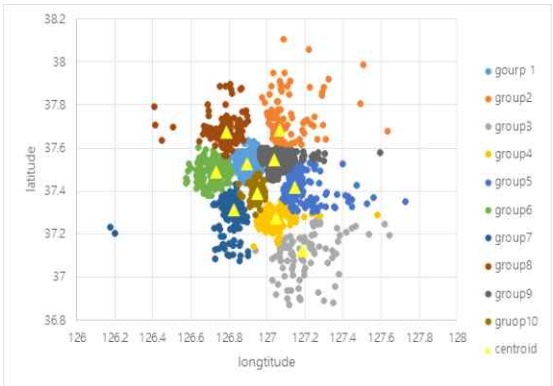


그림 352. k가 10일 때 clustering 결과

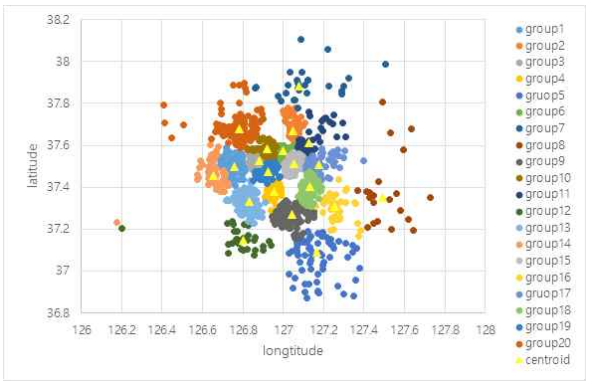


그림 353. k가 20일 때 clustering 결과

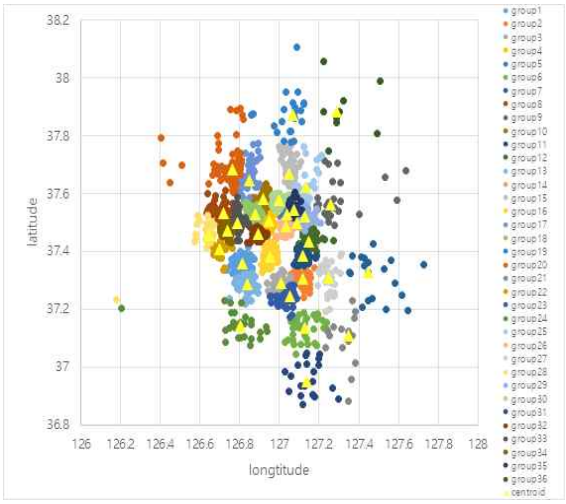


그림 354. k가 36일 때 clustering 결과

- 이 clustering 이 적절히 이루어졌는지 알아보기 위하여 Silhouette technique을 통해 $s(i)$ 값을 다음과 같이 구함

표 99 Cluster 개수에 따른 $s(i)$

Number of Cluster	Means of s(i)
2	0.455048821
4	0.496769594
6	0.399836926
8	0.420366731
10	0.457520704
12	0.470216729
14	0.450929352
16	0.493928639
18	0.470733348
20	0.51106705
22	0.489139719
24	0.503933777
26	0.461308835
28	0.477438976
30	0.506226653
32	0.483237212
34	0.514130613
36	0.461274654

- 모든 $s(i)$ 값이 0 이상으로 적절히 clustering 되었다고 볼 수 있으며, 그 중 cluster의 개수가 20개, 30개, 34개 일 때 $s(i)$ 값이 0.5이상으로 가장 잘 clustering 되어었음. 다음의 그래프는 cluster 개수가 20개, 30개, 34개 일 때 silhouette value를 나타냄

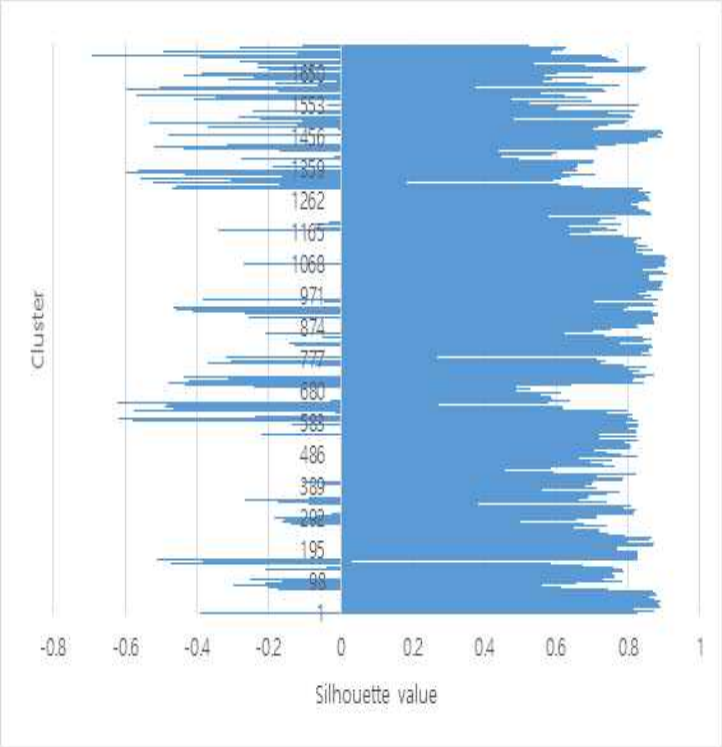


그림 355. k가 20일 때 silhouette value

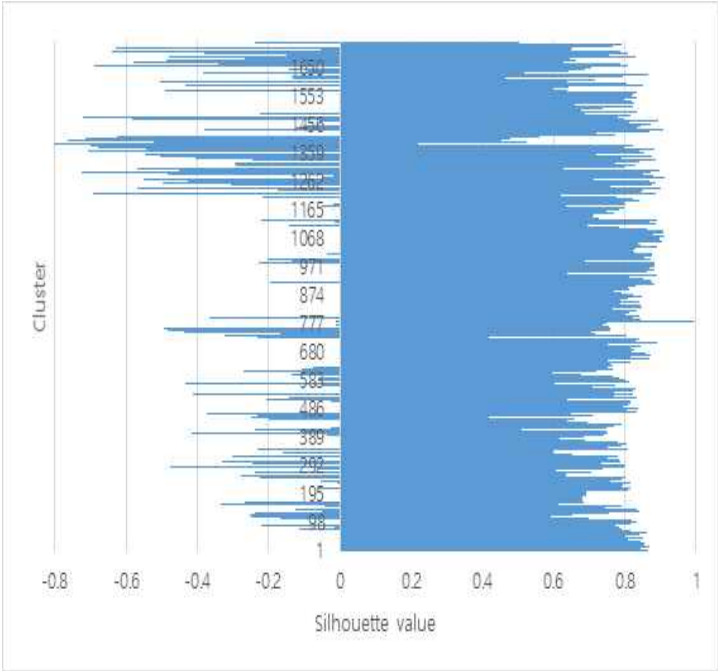


그림 356. k가 30일 때 silhouette value

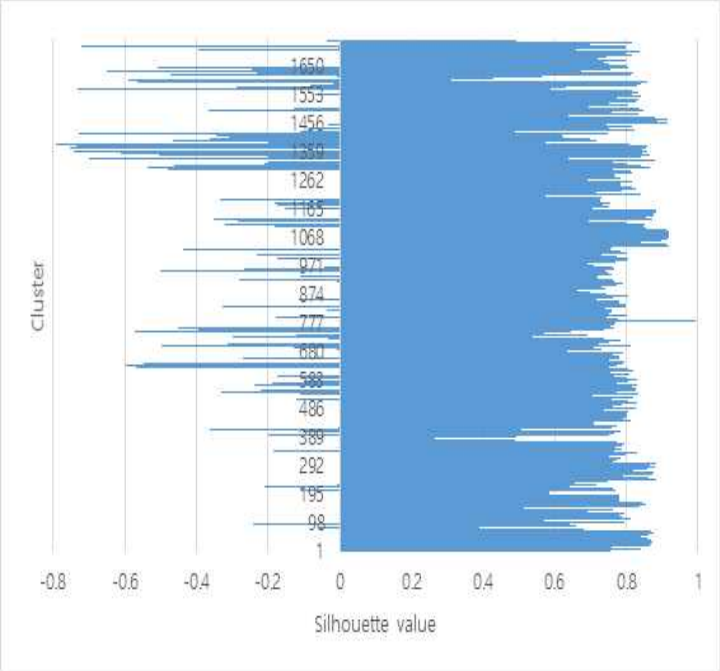


그림 357. k가 34 일 때 silhouette value

- 계산 결과 수직 이착륙장의 개수가 2, 4, 6, 8개인 경우에는 출발 수직 이착륙장과 도착 수직 이착륙장이 같은 경우가 발생하여 ODM을 이용할 수 없다고 판단됨
- 아래의 그래프는 ODM 과 자동차, 대중교통을 각각 이용하였을 경우 Route 1,2,3 의 수직 이착륙장의 개수에 따른 이동시간을 구간 별로 나타낸 그래프임

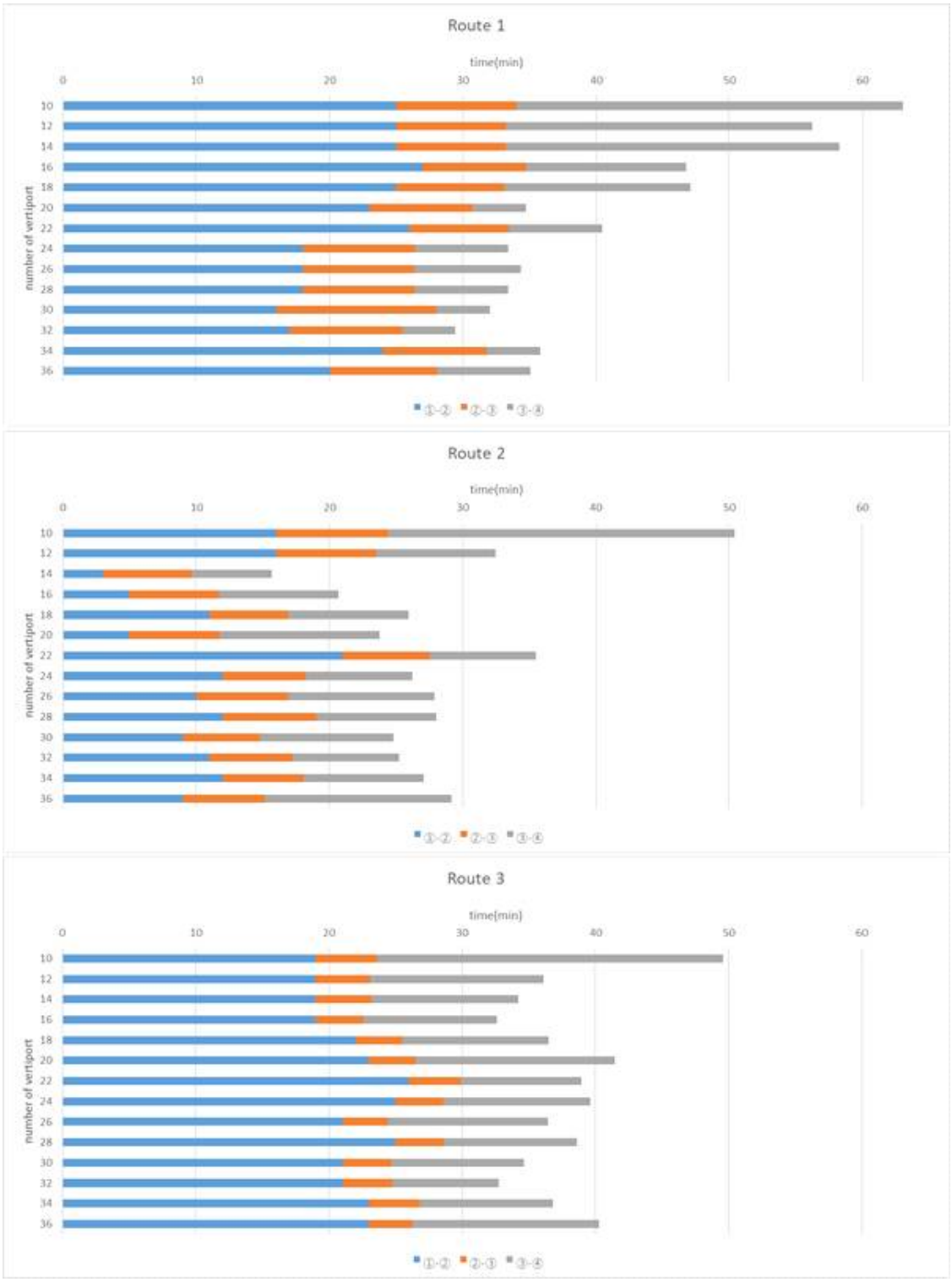


그림 358. 각 경로에서 ODM과 자동차를 함께 이용하였을 때의 이동시간

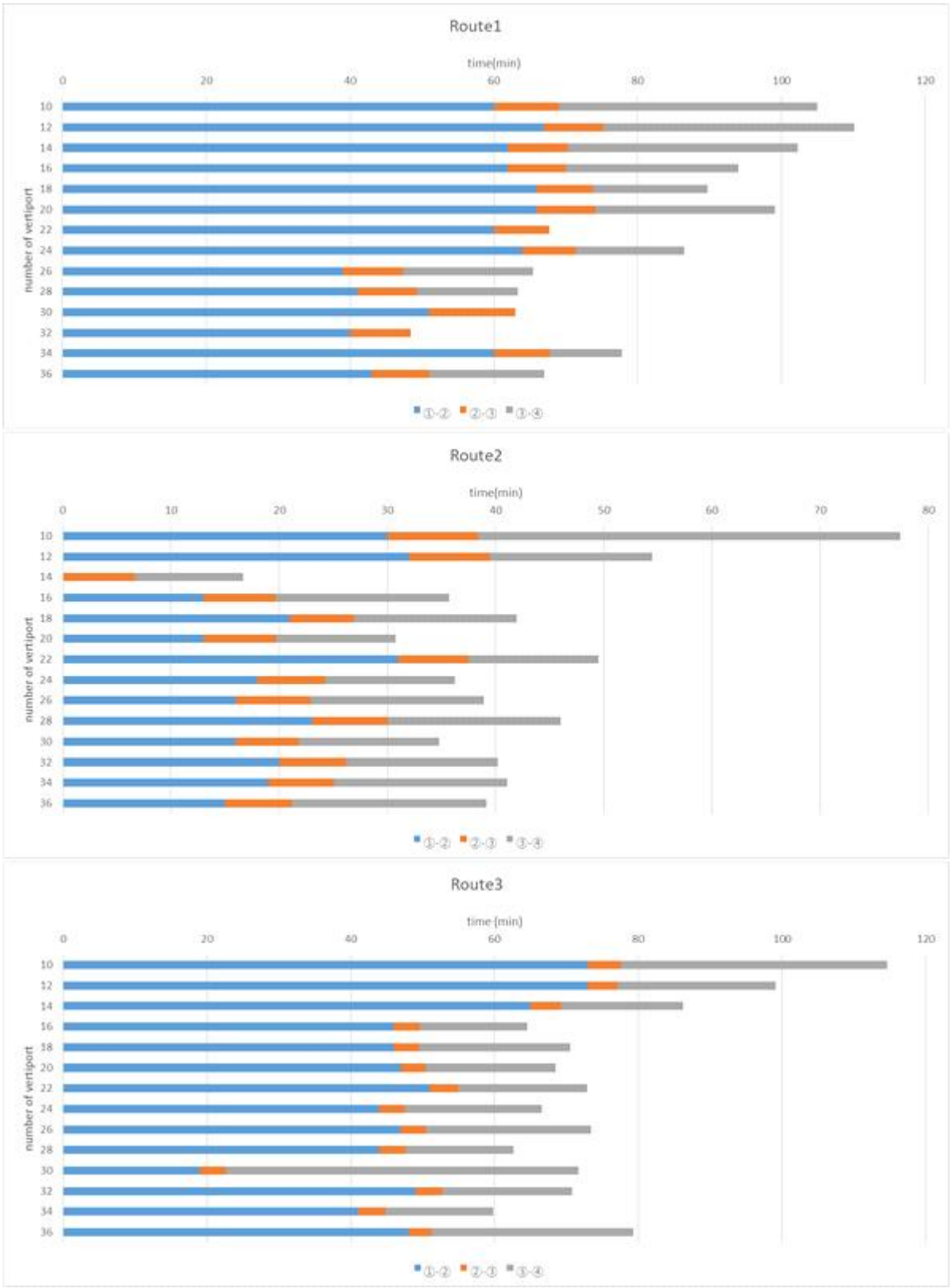


그림 359. 각 경로에서 ODM과 대중교통을 함께 이용하였을 때의 이동시간

- 수직 이착륙장의 위치에 따라 ODM의 이용 타당성이 결정됨. 수직 이착륙장의 개수가 너무 적거나 혹는 너무 많더라도 적절한 위치에 있지 않으면, ODM을 이용했을 때와 이용하지 않았을 때 시간 차이가 나지 않는 경우도 나타남. 특히 대중교통을 이용하여 ODM을 이용했을 때 이러한 경우가 두드러지게 나타남. 예를 들어 수직이착륙장의 개수가 36

개일 때, 개수가 가장 많은 경우 임에도 route3 의 총 이동시간은 약 79분으로 나타남. 이는 ODM을 이용하지 않고 기존의 대중교통을 이용했을 때 약 78분의 시간이 소요되는 것과 비교해보면 ODM의 타당성이 전혀 없다는 것을 알 수 있음

- 수도권에 ODM을 적용하면 일부의 사람들만 이용하더라도 그 전보다 자동차의 운행이 많이 줄어드는 효과가 있기 때문에 지금의 교통상황보다 훨씬 나아질 것으로 예상됨. 출퇴근 시간의 교통량을 획기적으로 감소시킬 수 있고 차량 통행량도 줄일 수 있게 되어 많은 이점이 있음. 하지만 ODM을 적용하기 위해선 안전성, 소음, 비용, 규정, 인프라와 같은 여러 문제들이 있기 때문에, 우리나라의 실정에 맞도록 적용해야 할 것임

2-6-③ 추후 연구방향

○ VTOL PAV 개념 설계 및 공유 PAV 기반 이동성 기술연구

- 본 연구는 도로주행형 PAV 개념설계로 이착륙에 활주로가 필요함. 따라서 유상하중이 작고 운항거리가 짧은 단점이 있으나 활주로가 필요없는 수직이착륙형(VTOL: Vertical Take Off and Landing) PAV 연구가 추후 진행될 예정임

- 공유기반 이동성(ODM: On-Demand Mobility) 개념

  • 교통 체증과 환경오염의 문제점들로 인하여 새로운 교통수단에 대한 요구가 증가하면서 이에 대한 해답으로 미항공우주국(NASA)는 공유기반 이동성(ODM) 프로젝트를 선보임

  • 이와 유사하게 미국의 차량 운전기사와 승객을 연결해주는 서비스를 제공하는 운송 네트워크 회사인 우버(Uber)에서는 Uber Elevate 프로젝트를 선보임. 또한 중국의 무인 택시인 이항 184는 2018년 시범 에어 택시 서비스를 예정하고 있음

  • 공유기반 이동성(ODM)은 항공기를 개인이 소유하여 운행하는 것이 아닌, 하나의 항공기를 여러 사람이 공유하면서, 정해진 운행일정이 아닌 사용자가 원하는 출발지, 목적지, 도착시간과 같은 세부사항을 직접 선택할 수 있는 항공 교통 수단을 의미함

- VTOL PAV 개발의 필요성

  • 도로주행형(Roadable) PAV는 연료 효율이 높고 항속거리가 600km에 이르는 특징이 있어 소형 활주로가 1만개에 이르는 미국에는 상용화 가능성이 크나, 이착륙을 위한 활주로가 제한된 우리나라에서는 적합하지 않을 수 있음

  • 기존의 헬리콥터는 소음과 배기가스 문제, 고비용의 문제로 도심에서 상용화 하기에는 적합하지 않음. 따라서 항속거리와 체공시간의 문제가 있으나 소음이 적고 배기가스 배출이 적은 전기추진 VTOL PAV를 개발하여 국내의 건물 옥상의 Helipad나 고속도로의 클로버형 IC를 활용하여 에어택시와 같은 공유기반 이동성에 활용할 필요성이 제기됨

  • 최근에는 Terrafugia Transition 이나 Aeromobil 3.0과 같은 도로주행형(Roadable) PAV의 단점인 활주로가 필요하지 않은 수직 이착륙형(VTOL) PAV로 공유 PAV

기반 이동성을 제공하는 연구가 에어버스나 우버 등 대기업과 같은 많은 벤처기업에서 활발히 연구되고 있음

- 따라서 2030년경 성숙될 것으로 예상되는 미래 기술들을 적극적으로 통합하여, 4차 산업혁명을 주도할 최첨단의 VTOL PAV 설계 기술을 개발할 필요성이 제기됨

- VTOL PAV 설계 프로그램 개발과 최적의 비행체 개념과 기술을 정량적/정성적으로 평가하는 기술의 비교분석 연구를 수행한 개념설계를 통해 안정성/ 경제성을 확보하고 Air Taxi 개념인 공유 PAV 기반 이동성 연구를 동해 PAV의 실용화와 상업화를 앞당겨 미래 성장 동력 산업을 선도할 필요가 있음



그림 360. VerdeGo 사 Personal Air Taxi 200



그림 361. Volocopter 사 자율 air taxi



그림 362. 에어버스사 CityAirbus eVTOL



그림 363. 우버사 UberAIR

- VTOL PAV 개발의 기대성 및 파급효과

- 기술적 측면으로는 향후 항공산업의 핵심인 미래형 PAV 항공기 분야에 대한 핵심 기술을 확보 가능하며, 차세대 항공기 사업인 전기 항공기 및 UAV 등에 활용 가능함

- 경제적, 산업적 측면으로는 VTOL PAV분야는 아직 항공선진국에 의한 선점이 되어있지 않은 분야로써 우리나라의 항공 산업의 전략적 기회가 될 수 있음. 현재 미국이나 유럽에서 개발되고 있는 PAV는 시험 비행 수준으로 아직 실용화/상용화 단계에 이르지 못함. 아직 안전성 측변에서는 기존의 소형 비행기보다도 초보적인 단계에 있다고 볼 수 있고 도심지 운항 시의 소음 문제를 해결하지 못함. 따라서 우리

나라도 지금부터 적극적으로 VTOL PAV에 대한 연구개발 및 투자를 하면 2030년 이후에 항공산업을 이끌어갈 수 있음

- 사회적 측면으로는 VTOL PAV가 상용화 되면 증가하는 자동차를 감당하기 힘든 지상도로를 대체할 수 있는 새로운 단거리 운송수단의 통로를 확대시킴으로써 현재의 교통체증의 문제점을 해결할 수 있음. 또한 이동 및 수송시간의 감소로 사회 물류비용 절감, 도로가 없는 산간 오지, 원거리 섬 등에 대한 접근의 용이성으로 국토의 균형 발전과 소비권역 확대에 따른 지역적인 경제력 집중을 완화할 것으로 기대됨

- VTOL PAV 개념 생성(Concept Generation)

- 고객의 요구도는 순항 속도, 항속거리 등 공학적인 요구조건들로 전환됨

- 개념 생성 단계에서는 기능적 영역(functional domain)에서 주어진 요구조건들을 만족시키지 위해 VTOL PAV를 여러 개의 물리적 영역(physical domain)의 세부계통(subsystem)으로 분류함

- 이후 각 세부계통에 대해 하위 대안을 선택하여 개념생성을 수행함. 이러한 절차는 대화형 형상변화 대안 매트릭스(Interactive Reconfigurable Matrix of Alternatives)를 작성하여 사용함. 이 대안 매트릭스를 사용하여 수많은 세부계통 조합 중, 요구조건을 만족하는 형상만 걸러지게 됨

- VTOL PAV 사이징 절차

- 여러 개의 설계가 생성되면 각각의 설계들의 정량적인 평가를 위해 사이징 프로그램 개발이 필요함

- 사이징 프로그램을 사용하여 사이징 해석을 수행하며 구속조건 해석, 낮은 수준의 공력해석과 추진해석을 수행하여 성능변수들, 추력대중량비, 익면하중 계산과 최대이륙중량을 계산함

- 대안 매트릭스를 통해 결정된 VTOL PAV개념들이 실제 운항 서비스를 할 시점을 정함. 어떤 기술들이 주요 세부계통에 영향을 미치는지 평가하면서 충분히 높은 TRL(Technolgy Readiness Level)을 이루는데 기여하는지 조사함. 이를 통해 기술들이 미치는 영향력 계수(impact factor)를 모델링함

- 다음 단계는 VTOL PAV의 비행 거리, 순항속도, 최대속도, 순항고도, 최대상승 고도, 승객 수, 수화물 등 과 같은 임무와 관련된 요구조건들을 정의하는 것임

- 정리한 요구조건들을 정의한 뒤, 공력해석, 추진해석, 조종성 및 안정성 해석을 수행하고 사이징을 위한 구속조건 해석과 설계점을 선택함

- 각종 해석 및 사이징의 결과로 동일한 임무 요구조건을 만족하는 사이징된 여러개의 VTOL PAV 설계가 나오면 공허중량, 연료 효율, 항속거리, 체공시간 등을 정량

적으로 비교하여야 함. 또한 안전성, 인증 위험성, 기술의 불확실성, 기술 획득의 종속성도 고려하여 최종개념을 선택함

- VTOL PAV 기술 영향 평가

  - 사이징 프로그램을 이용하여 틸트 날개형, 틸트 로터형, 멀티콥터형 VTOL PAV를 사이징함. PAV 형태별 CATIA 외부형상 및 설계변수 명세표를 생성

  - 주어진 요구조건을 만족하는 대안 매트릭스에 대해 VTOL PAV 성능을 가장 향상시킬 기술의 조합을 찾아내는 것을 최종 목표로 함

  - 사이징 프로그램은 다양한 세부계통의 주요 특징이 미치는 개별 영향을 정의하여 기술뿐만 아니라 기술 포트폴리오를 모델링 할 수 있는 기능을 갖도록 개발할 예정임. 사이징 프로그램은 이러한 기술들이 전체 VTOL PAV에 미치는 영향을 평가하여 기본 형상에 통합함

  - 주요 설계 변수의 변화가 전체 VTOL PAV성능에 미치는 영향을 평가하는 기술민감도 연구(Technology Sensitivity Studies)를 수행함

  - 2030년경 가용한 잠재 기술들은 분산전기추진(DEP: Distributed Electric Propulsion), 접근 및 착륙 중 고양력 생성, 영-양력 항력 감소, 유도 항력 감소, 엔진 연료 효율, 엔진 비출력 향상, 전기 모터, 배터리 성능, 구조 무게, 조종석 무게, 세부계통 무게 등임. 성능 향상, 호환성, 유지 보수 부담, 신뢰성, 개발 위험 및 개발 비용 등을 고려하여 이러한 미래기술들이 VTOL PAV 성능에 미치는 기술 영향 평가 연구(Technology Impact Sutdies)를 수행할 예정임

- 공유 PAV 기반 이동성 연구를 통한 2030년경 에어 택시 상용화 기반 구축

  - 충동회피 소프트웨어, 자동항법 시스템, 배터리 기술과 같은 공유 PAV기반 이동성 비행체의 상용화를 가능하게 하는 기술 개발

  - 공유 PAV 기반 이동성 연구를 도시에 적용하기 위해서는 도시의 인프라 확충도 중요한 문제임. 대부분의 helipad는 도시에서 중요한 역할을 하는 곳에 위치하지만, 소음과 배기가스와 같은 문제 때문에 이를 이용하기 위해서는 사회적 수용이 필요하고 추가적인 수직 이착륙 비행장의 구축이 필수 조건임. 미항공우주국(NASA)에서는 도시 고속도로의 네 잎 크로버 모양의 입체 교차로(Cloverleaf)의 활용을 제안함

  - 이후 연구에서 수행하게 될 소음이 적은 전기추진 VTOL PAV와 공유기반 이동성 연구를 우리나라 건물 옥상의 helipad와 고속도로의 IC를 이용한다면, 미래의 에어 택시 서비스에 활용할 수 있을 것으로 기대됨

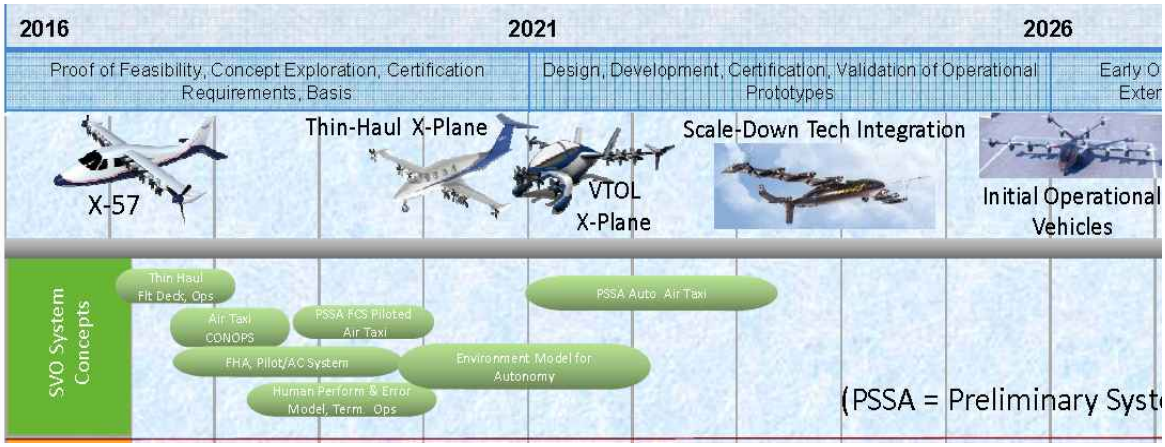


그림 364. 공유기반 이동성 미래 기술

- FAA의 차량공유 및 비행체 인증 규정을 조사하고 VTOL PAV의 효율성, 신뢰성, 안정성을 분석함
- 다양한 형태의 교통 수요 데이터를 수집, 분석하고 예상되는 목표 시장 인구의 통계학적 특성을 이용하여 공유 PAV 기반 이동성 교통 모델링을 수행함
- 공공-민간 파트너쉽을 기반으로 한 도시 인프라를 개발하고 지역사회에 기여하는 경제적 가치를 계산함
- 사용자가 시간과 비용을 절감 할 수 있는 최적의 경로를 설정하고 VTOL PAV와 다른 교통수단과 비교하여 공유기반 PAV의 가치를 판단함

제4장. 목표 달성도 및 관련 분야 기여도

1. 목표 달성도

구분	핵심성과 (CTE)		단위성과		성과점검기준						양적 성과 건수
					질적 성과지표		목표치	달성치	측정방법	검증방법	가중치	
주관	1	인증기준을 고려한 노면주행 PAV 개념 설계를 위한 소프트웨어 개발	1-1	인증기준 범주	①	PAV에 적용되는 PART23 인증기준 연구	PAV인증 기준문서	PAV 인증기준 작성	PAV 설계 인증 기준 제시 여부	보고서 및 전문가 검토	20	특허 : 출원 건 등록 건 논문 : 3 건 시제품 : 건 S/W : 1 건
			1-2	문제 정의 및 개념 생성	①	고객 요구도를 공학적인 요구조건으로 전환	공학적 요구조건 문서	공학적 요구조건 작성	공학적 요구조건 제시 여부	보고서 검토	10	
					②	설계 대안 평가를 위한 평가 기준	대안 평가 기준	대안 평가기준 작성	설계 대안 평가 기준 제시 여부	보고서 검토	6	
					③	PAV개념 형상 및 주요 기술들의 조합 생성	형상 및 기술조합 생성	형상 및 기술조합 작성	형상 및 기술조합 제시 여부	보고서 검토	4	
					④	기능적/물리적으로 PAV를 세부계통으로 분리	기능적/물리적 세부계통 분리	기능적/ 물리적 세부계통 정리	기능적/물리적 세부계통 분리 여부	보고서 검토	10	
			1-3	모델링과 시뮬레이션	①	노면주행 항공기 설계 및 기술 정의	설계 및 기술 정의	설계 및 기술 정의	PAV 설계 및 기술 정의 여부	보고서 검토	6	
					②	임무 정의	임무정의 문서	PAV 임무형상 정의	임무 정의 문서 제시 여부	보고서 검토	4	
					③	사이징 및 통합	사이징 및 통합	PAV 사이징 프로그램 개발	사이징 및 통합 여부	보고서 및 S/W 검토	10	
					④	공력, 추진 조종성 및 안정성 해석	해석 보고서	기존 PAV 역설계 및 공력해석, 추진해석	해석 보고서 제시 여부	보고서 및 S/W 검토	20	
			1-4	개념 선택	①	사이징된 여러개의 설계 비교분석	비교분석 문서	사이징 프로그램 이용하여설계 비교분석	설계 비교 분석 여부	보고서 및 S/W 검토	4	
					②	최종 개념 선택	개념 선택	Transition, Aeromobil3.0 개념	최종 개념 선택 여부	보고서 및 S/W 검토	6	
계											100	특허 : 출원 건 등록 건 논문 : 3 건 S/W : 1 건

구분	핵심성과 (CTE)		단위성과		성과점검기준						양적 성과 건수
					질적 성과지표		목표치	달성치	측정방법	검증방법	가중치	
주관	2	인증기준을 고려한 노면 주행 PAV 개념 설계	2-1	문제 정의 및 개념 개발	①	임무형상과 성능 구속조건 설정	형상 및 구속조건	-	형상 및 구속조건 설정 여부	보고서 검토	10	특허 : 출원 건 등록 건 논문 : 4 건 시제품 : 건 S/W : 건
					②	설계변수 매트릭스	매트릭스	-	설계변수 매트릭스 제시 여부	보고서 검토	20	
					③	대안 개념 및 기준 형상	기준 형상	-	CATIA 파일 제시 여부	CAD 파일 검토	10	
			2-2	사이징 및 양적 평가	①	추진 시스템 선택 및 사이징 결과 평가	사이징 결과 평가	-	사이징 결과 평가 제시 여부	보고서 및 S/W 검토	15	
					②	해외 선진 사례와의 비교 평가	MTOW, Empty Weight 등 10개 목표치	1,430 lb 등 10개 달성치	성능 목표값 달성 여부	보고서 및 S/W 검토	5	
			2-3	기술 민감도 연구	①	PAV성능향상을 위한 기술조합 연구	기술 조합	-	기술 조합 제시 여부	보고서 검토	10	
					②	기술 포트폴리오 모델링 연구	포트폴리오	-	포트폴리오 제시 여부	보고서 검토	10	
			2-4	기술 영향평가 연구	①	미래의 기술 포트폴리오를 선정	미래 포트폴리오	-	미래 포트폴리오 제시여부	보고서 검토	10	
			2-5	FAR23 CCL (Compliance Check List) 작성	①	FAR23 CCL (Compliance Check List) 작성	0-2 level 규정 준수	-	0-2 level 규정 준수 여부	보고서 검토	10	
계											100	특허 : 출원 건 등록 건 논문 : 4 건 시제품 : 건 S/W : 건

2. 관련 분야 기여도

지금까지 PAV 관련 연구는 본 보고서의 제2장의 국내외 기술 개발 현황에서 자세히 언급되었듯이 국내에서는 주로 대학과 연구소에서 소규모 과제만 수행되어 왔음. 그러나 최근 정부 다부처 사업으로 500억원 규모의 미래형 자율비행 개인항공기(OPPAV: Optionally Piloted Personal Air Vehicle) 개발사업을 추진 중이며 본 과제의 연구결과는 OPPAV 개발의 개념설계에 필요한 사이징에 크게 기여할 것으로 판단됨

제5장. 연구개발성과의 활용계획

○ 국내 OPPAV 개발에 활용

- 정부 다부처 사업으로 추진중인 500억원 규모의 미래형 자율비행 개인항공기(OPPAV: Optionally Piloted Personal Air Vehicle) 개발사업의 개념설계에 필요한 사이징에 본 연구개발성과를 활용

- 사회 발전에 따른 이동성 증가와 지상교통체계의 한계로 3차원 교통운송수단의 요구가 증대되고 있으며, 여러 분야에 OPPAV의 활용으로 삶의 질 향상 기대

- 현재 2차원 도로에 국한된 개인 교통수단을 3차원의 Highway in the Sky 개념으로 확장하는 OPPAV 사업에 활용

- 누구나 손쉽게 조종 가능한 개인용 항공기로서 조종 기능이 최소화되고 무인/유인 모드 전환이 가능한 OPPAV 개발에 활용

○ 기타 국내 PAV 개발에 활용

- 앞으로 자동차 교통수단이 20~30년간 더 계속된다면 현재의 상황으로 미루어 볼 때 도로교통체증은 더욱 심각한 상태에 이를 것이며, 이러한 교통상황을 극복해 나아갈 수 있는 교통수단이 PAV임. 우리나라가 PAV의 핵심기술 확보로 세계 기술 시장 선점 및 PAV 기술 선도 국가를 실현하기 위해서는 우선 PAV 핵심기술의 선행 개발이 필요함

- 본 연구의 결과물인 인증기준을 고려한 노면주행 PAV 개념설계는 실용화/상용화가 가장 빠를 것으로 예상되는 노면주행 PAV 기본설계와 상세설계에 활용됨

○ 지능형 자동차 개발에 활용

- 정부는 지능형 자동차에 대한 투자를 통해 자동 주행 장치나 자동 안전 시스템 연료전지 등을 연구하고 있으며 지능형교통체계(ITS)에 관련된 자동차 기반 기술 및 지능형 자동차 기술 개발에 활용될 수 있음

○ 차세대 항공기 사업(Green Aircraft, UAV 등)에 활용

- 차세대 전기 항공기 연구개발에 활용
- 전기동력 항공기 개발에 필요한 요구기술 중요도 분석에 활용
- 기존 동력장치와 전기동력 시스템이 결합된 하이브리드 동력장치 최적화 설계 활용

○ 개발될 프로그램의 상업화를 통한 전기동력 항공기 연구인력 저변 확대

- 개발된 기법의 상업화를 통한 활용도 확대
- PAV 포함 완전 전기동력 항공기 또는 하이브리드 항공기 관련 연구 확대
- PAV 연구 인력 양성

○ 본 연구에서 개발된 설계 프로그램을 활용하여 활주로가 적고 인구밀도가 높은 국내 상황을 고려하여 소음이 적은 전기추진 수직이착륙형(VTOL) PAV 설계 프로그램 개발하고 이

를 사용하여 VTOL PAV 개념설계를 수행하는데 활용할 계획임

○ VTOL PAV 개발

- 자동차와 항공기의 이중모드를 사용하는 도로주행형(Roadable) PAV는 연료효율이 높고 항속거리가 600km에 이르는 장점이 있어 소형 활주로가 1만개에 이르는 미국에서는 상용화가 가능하나 이착륙을 위한 활주로가 제한된 우리나라에서는 도로주행형 PAV가 적합하지 않을 수 있음

- 기존의 헬리콥터는 소음과 배기가스 문제, 고비용의 문제로 도심의 에어택시와 같은 공유기반 이동성(ODM; On-Demand Mobility)에 적합하지 않음. 따라서 항속거리와 체공시간에 문제가 있으나 소음이 적고 배기가스 배출이 없는 전기추진 VTOL PAV를 개발하여 국내 건물 옥상의 Helipad나 고속도로 IC의 클로버형 빈공간을 활용하여 에어택시와 같은 공유기반 이동성에 활용할 필요성이 제기됨

○ 설계된 VTOL PAV를 에어택시로 활용하기 위한 공유기반 이동성(ODM: On-Demand Mobility) 연구를 수행하여 2030년경 에어택시에 활용할 수 있는 기반을 구축함. 즉 국내환경을 고려하여 노면주행(Roadable)형 PAV 대신 수직이착륙형 PAV를 설계하고 에어택시로 활용하는 공유기반 이동성 연구를 수행하여 먼 미래형이 아닌 가까운 미래에 에어택시가 상용화되어 교통체계의 3차원화로 교통체증을 완화하고 Door-to-Door 교통을 달성하는데 활용될 수 있음

○ 최근의 전기추진 기술, 전기 모터, 배터리, 자동항법 기술의 발달로 그동안 부정적인 측면이 많던 상업성 있는 PAV가 좀 더 현실화되고 있어 에어버스나 우버 등 많은 기업들이 VTOL PAV를 활용한 에어택시 개발에 투자를 하고 있음. 이러한 설계 프로그램 개발과 개념설계, 미래기술 영향평가 연구는 타 항공분야와 달리 우리나라가 선진국과 대등한 VTOL PAV 설계기술을 확보하는데 활용될 것으로 기대됨



그림 365 Terrafugia사의 틸트로터형 TF-X

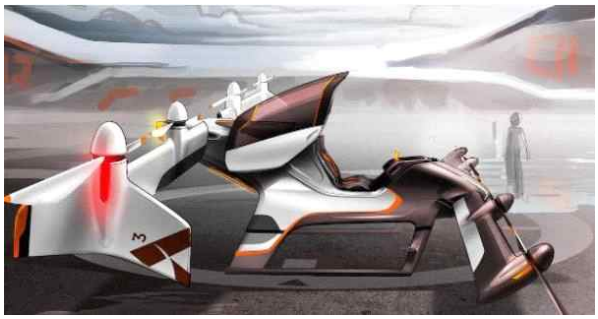


그림 366 Vahana 프로젝트의 틸트날개형 PAV



그림 367 틸트날개형 Lilium Jet

○ 교통체증이 점점 심화됨에 따라 새로운 교통편의 필요성이 커지면서 NASA에서는 새로운 개념 공유기반 이동성(ODM: On-Demand Mobility)이라는 개념을 만듦. 공유기반 이동성을 적용하기 위해서는 도시의 인프라 확충도 중요한 문제임. 대부분의 헬리패드는 도시에서 중요한 역할을 하는 곳에 위치하고 있지만, 소음과 배기가스와 같은 문제 때문에 공유기반 이동성이 사회적으로 수용되기 위해서는 건물 옥상의 헬리패드 이외에 수직 이착륙 비행장의 구축이 꼭 필요하며 NASA는 도시 고속도로의 네 잎 크로버 모양의 입체 교차로(Cloverleaf)의 활용을 제안함. 본 연구에서 수행하는 소음이 적은 전기추진 VTOL PAV와 공유기반 이동성 연구를 우리나라도 건물 옥상의 헬리패드와 고속도로의 IC를 이용하여 미래에 에어택시 서비스에 활용할 수 있을 것으로 기대됨



그림 368 Uber의 VTOL 사용 ODM



그림 369 에어버스사 Pop up ODM



그림 370 Joby사 S2 ODM



그림 371 ODM을 위한 입체 교차로 Cloverleaves 크기

○ VTOL PAV 개념설계 프로그램으로의 확장을 통한 VTOL PAV 사이징 프로그램 개발

- 노면주행 PAV 사이징을 VTOL PAV 개념설계를 위한 사이징 프로그램으로 확장하려면 프로그램 개발 절차는 유사하나 많은 수정/보완이 필요함
- 노면주행형 PAV의 경우 실속속도와 이착륙 거리가 중요한 설계 구속조건인데 비해 VTOL PAV의 경우 이륙 시 요구추력임
- VTOL PAV의 경우 크게 멀티콥터형, 틸트로터형, 틸트날개형으로 구분할 수 있으며 각각의 경우 사이징 프로그램이 달라져야 한다. 멀티콥터형 VTOL PAV의 경우 추력대중량비가 1을 넘어야하고 익면하중의 의미가 없어짐. 틸트로터형과 틸트날개형을 고정익을 가지고 있어 노면주행 PAV 사이징 프로그램의 상당부분을 재활용 할 수 있음. 그러나 틸트로터형의 경우 수직이착륙에서 전진비행으로 전환 시 안정성 및 조종성에 대한 분석이 매우 어려워 사이징 프로그램 개발에 어려움이 있고 틸트날개형은 주로 분산전기추진(DEP: Distributed Electric Propulsion)을 사용하므로 이에 대한 기초연구가 사이징 프로그램 개발 이전에 이루어져야 함
- 본 연구에서 수행한 노면주행형 PAV의 경우 가솔린 엔진, 디젤 엔진, 가솔린 하이브리드 엔진, 디젤 하이브리드 엔진을 사용하였으나 VTOL PAV의 경우 전기추진시스템을 주로 사용하므로 배터리, 전기모터, 로터블레이드의 성능이 매우 중요하므로 이를 사이징 프로그램에 반영해야 함
- 주로 도심을 운행할 목적으로 개발되는 VTOL PAV의 경우 소음이 중요한 설계 요구조건이 되므로 소음저감 블레이드나 프로펠러 설계도 중요한 요소가 되며 소음분석 결과를 사이징 프로그램에 반영할 수 있도록 개발되어야 함

(1) VTOL PAV 개념설계 절차 연구 및 사이징 프로그램

가. VTOL PAV 개념 설계를 위한 절차 연구

1)VTOL PAV 개념 생성(Concept Generation)

고객의 요구도는 순항속도, 항속거리 등 공학적인 요구조건들로 전환됨. 개념 생성 단계에서는 개념설계에 사용하기 위해 비용, 안전성, 인증을 받기 위한 위험성 등과 같은 결정을 위한 다른 기준들도 평가함. 또한 미래에 통합하여 사용할 수 있는 가능성 있는 기술들을 검토하고 현존하는 VTOL PAV를 조사하기 위해 많은 참고문헌을 검토함

개념 생성 단계에서는 기능적 영역(functional domain)에서 주어진 요구조건들을 만족시키기 위해 VTOL PAV를 여러개의 물리적 영역(physical domain)의 세부계통(subsystem)으로 분류함. 추진, 에너지 저장장치, 양력 생성 장치와 같은 참고문헌에서 검토한 모든 가능성 있는 세부계통을 확인하고 정리함. 이후 각 세부계통에 대해 하위 대안을 선택하여 개념 생성을 수행함. 이러한 절차는 대화형 형상변화 대안 매트릭스(Interactive Reconfigurable Matrix of Alternatives)를 작성하여 사용하면 편리함(아래 그림). 이 대안 매트릭스를 사용하여 수많은 세부계통 조합 중에서 요구조건을 만족하는 사용가능한 형상만 걸러지게 됨



그림 372 대안 매트릭스

VEHICLE GENERAL CONFIGURATION		
Fuselage	Fuselage Number	1
	Cabin Configuration	Side by Side
	Fuselage Material	Composite
Lift Generation	Wing Configuration	NACA 0006-060
	Wing Airfoil	GT_CC-130
	Wing Shape	Tapered
	Wing Sweep	None
	Wing Material	Composite
	Winglet Type	None
	Leading Edge High Lift Device	Slat
	Trailing Edge High Lift Device	None
	Wing Folding	Folding
	Wing Fold Number	2
Main Engine	Propulsion System Architecture	Hybrid Electric Sy
	Main Engine Type	IC-Rotary Turboc
	Main Engine Generator	TRUE
Propulsion	Propeller System	TRUE
	Propeller Blades	7

그림 373 대안 매트릭스 상세명세표

2) VTOL PAV 사이징 절차

- VTOL PAV 사이징 절차는 아래 그림과 같음

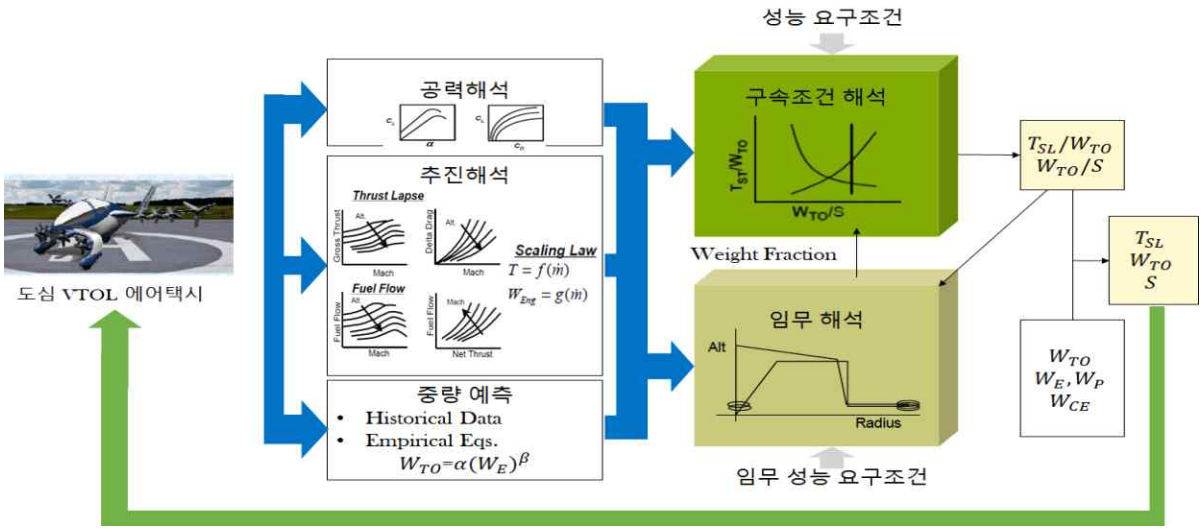


그림 374 VTOL PAV 사이징 절차

- 여러개의 설계가 생성되면 이러한 설계들이 설계 요구조건을 만족하는지를 점검하고 각각의 설계를 서로 비교하기 위해 정량적인 평가를 수행해야 함. 이를 위해서는 사이징 프로

그램의 개발이 필요하고 사이징 프로그램을 사용하여 사이징 해석을 수행하며 구조조건 해석, 낮은 수준의 공력해석과 추진해석을 수행하여 성능변수들, 추력대중량비, 익면하중 계산과 최대이륙중량을 계산해야 함

- 대안 매트릭스에서 나온 VTOL PAV 개념을 가지고 실제 운항 서비스를 할 시점을 정함. 우선 어떤 기술들이 주요 세부계통의 성능에 큰 영향을 미치는지를 평가하면서 운항 서비스 시점에서 충분히 높은 TRL (Technology Readiness Level)을 이루는데 기여하는지를 조사함. 즉, 미래 전기추진 효율, 동력대중량비, 예상되는 미래의 배터리 동력 밀도, 전기엔진 무게비, 예상되는 양력계수 등 문헌들로부터 뿐만 아니라 IATA (International Air Transport Association)의 기술 로드맵으로부터의 VTOL PAV 설계 개념에 적절한 선진기술들의 목록을 작성함. 기술들이 미치는 영향은 영향력 계수(impact factor)로 모델링함. 개발될 사이징 프로그램은 이러한 기술 영향력 계수를 조정하고 기술 정의표에 반영되도록 함
- 설계 요구조건과 임무 형상 정의
  - 다음 단계는 임무와 관련된 요구조건들을 정의하는 것임. VTOL PAV의 비행 임무는 비행 거리, 순항속도, 최대속도, 순항고도, 최대상승 고도, 승객 수, 수하물 등 복잡한 세부 임무를 포함
- 공력해석, 추진해석, 조종성 및 안정성 해석
- 사이징을 위한 구속조건 해석과 설계점 선택
  - 구속조건 해석의 목적은 모든 임무 설계 구속조건을 동력대중량비 대 익면하중 그래프로 변경하기 위한 것임. 일반적인 항공기 설계에서는 가능하면 작고 저렴한 엔진을 사용하기 위해 동력대중량비가 작은 설계점 근처에서 최적화 설계점이 정해짐. 그러나 고정익 항공기와 달리 VTOL PAV의 경우 실속속도, 이착륙 거리, 상승률 등이 주요 설계변수가 아니며 항속거리, 체공시간 등 동력대중량비와 익면하중에 큰 영향을 미치는 변수에 대한 추가 비교연구가 필요함
- 최종 VTOL PAV 개념 선택(Concept Down-Selection)
  - 각종 해석 및 사이징의 결과로 동일한 임무 요구조건을 만족하는 사이징된 여러 개의 VTOL PAV 설계가 나오면 공허중량, 연료 효율, 항속거리, 체공시간 등을 정량적으로 비교하여야 함. 또한 안전성, 인증 위험성, 기술의 불확실성, 기술 획득의 종속성도 고려하여 최종 개념을 선택함

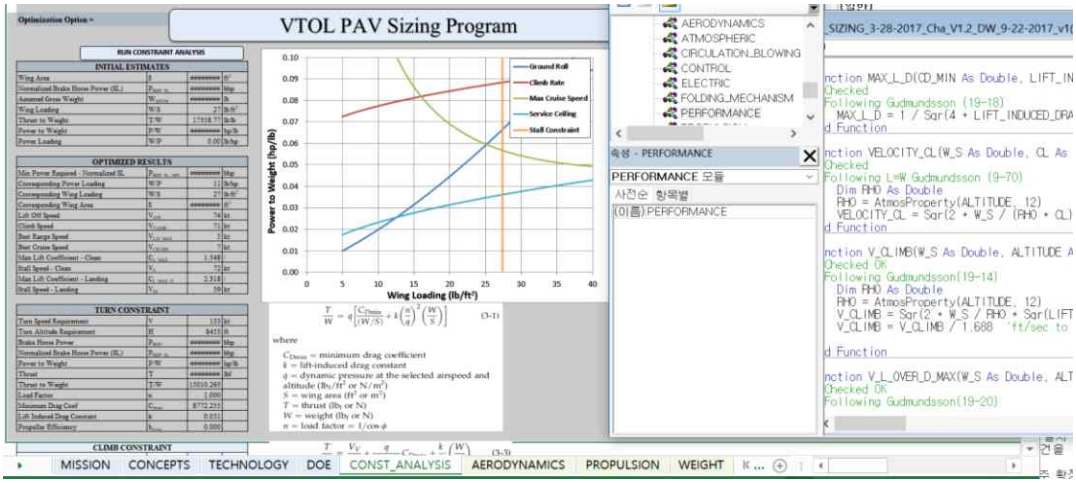


그림 375 예상 VTOL PAV 사이징 프로그램

나. VTOL PAV 개념설계를 위한 사이징 프로그램 개발

VTOL PAV 개념 설계를 위한 절차 연구 내용을 EXCEL과 VBA (Visual Basic for Application)를 사용하여 프로그램화 함. VTOL PAV sizing 프로그램은 세부적으로 Mission sheet, Concepts sheet, Technology sheet, DOE sheet, Constraint analysis sheet, Aerodynamics sheet, Propulsion sheet, Weight sheet으로 구성될 예정임

주요 연구활동	세부 연구내용
○ VTOL PAV 개념설계를 위한 절차 연구	■ VTOL PAV 개념 생성 - 고객 요구도를 공학적 설계요구조건으로 변환 - 세부계통 분류 - 대안 개념 메트릭스 작성
	■ VTOL PAV 사이징 절차 - 설계 요구조건과 임무 형상 정의 - 공력해석, 추진해석, 조종성 및 안정성 해석 - 사이징을 위한 구속조건 해석과 설계점 선택 - 최종 VTOL PAV 개념 선택
○ VTOL PAV 개념설계를 위한 사이징 프로그램 개발	■ EXCEL과 VBA 사용 ■ Mission sheet, Concepts sheet, Technology sheet, 프로그래밍 ■ DOE sheet, Constraint analysis sheet 프로그래밍 ■ Aerodynamics sheet, Propulsion sheet, Weight sheet 프로그래밍

(2) 2030년 가용한 미래 기술을 반영한 다양한 형태의 VTOL PAV 개념설계 및 기술 영향 평가

가. 다양한 형상의 VTOL PAV 개념설계

1) 사이징 프로그램을 사용하여 틸트 날개형, 틸트 로터형, 멀티콥터형 VTOL PAV 사이징

- 최근 가장 많이 사용되는 VTOL PAV의 형태는 크게 날개를 회전하는 틸트(tilt)날개형과 로터만을 회전하는 틸트로터형, 쿼드로터를 포함하는 멀티콥터형으로 분류할 수 있음. 핵심성과1의 VTOL PAV 개념설계 프로그램을 사용하여 다양한 형상의 VTOL

PAV 개념설계를 수행함

2) PAV 형태별 CATIA 외부형상 및 설계변수 명세표

나. 기술 민감도 연구(Technology Sensitivity Studies)

1) 세부계통의 주요 기술 특징이 전체 VTOL PAV에 미치는 영향분석

- 본 연구의 목표 중 하나는 주어진 요구조건을 만족하는 대안 매트릭스에 대해 VTOL PAV 성능을 가장 향상시킬 기술의 조합을 찾아내는 것임. 사이징 프로그램은 다양한 세부계통의 주요 특징이 미치는 개별 영향을 정의하여 기술뿐만 아니라 기술 포트폴리오를 모델링할 수 있는 기능을 갖도록 개발할 예정임. 사이징 프로그램은 이러한 기술들이 전체 VTOL PAV에 미치는 영향을 평가하여 기본 형상에 통합함

2) 주요 설계변수의 변화가 전체 VTOL PAV 성능에 미치는 영향 평가

- 기술이 평가되고 선택되기 전에 이 연구에서는 몇 가지 주요 설계 변수의 변화가 전체 VTOL PAV 성능에 미치는 영향을 평가함. 예를 들어 기준 형상에 대해 수행한 민감도 분석의 선정 결과를 아래 그림처럼 표시함. 각 줄의 그림들은 세부계통의 성능 매트릭스가 변화함에 따른 최대 이륙중량, 엔진 출력, 날개 면적, 연비와 같은 전체 VTOL PAV 시스템에서의 성능의 변화를 나타냄

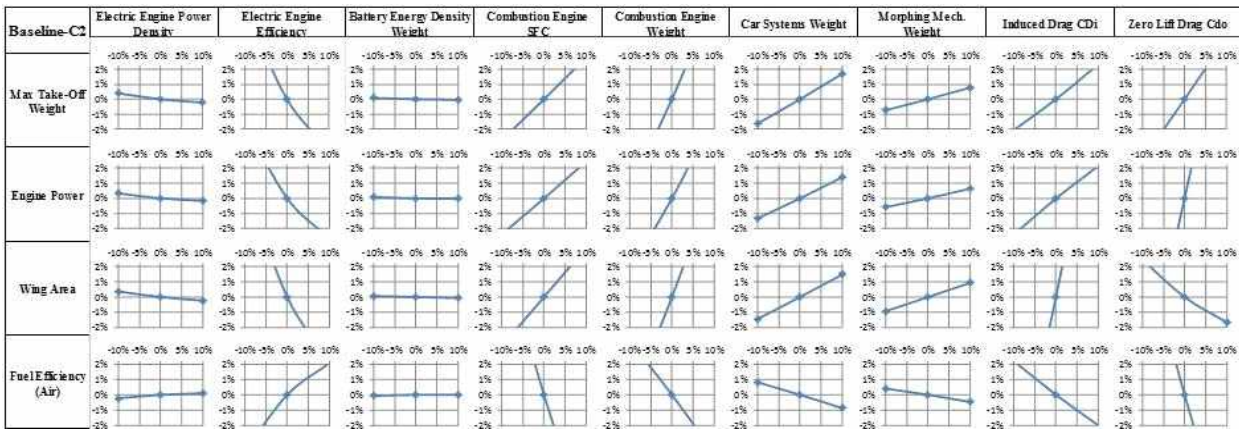


그림 376 선정된 설계변수의 변화에 따른 VTOL PAV 성능 민감도

다. 기술 영향평가 연구((Technology Impact Studies)

- 2030년경 가용한 잠재 기술들은 분산전기추진(DEP: Distributed Electric Propulsion), 접근 및 착륙하는 동안 고양력 생성, 영-양력 항력 감소, 유도 항력 감소, 엔진 연료 효율, 엔진 비출력 향상, 전기 모터, 배터리 성능, 구조 무게, 조종석 무게, 세부 계통 무게 등임. 즉 성능 향상, 호환성, 유지 보수 부담, 신뢰성, 개발 위험 및 개발 비용 등을 고려하여 이러한 미래기술들이 VTOL PAV 성능에 미치는 영향평가를 수행할 예정임

주요 연구활동	세부 연구내용
○ 다양한 형상의 VTOL PAV 개념설계	■ 틸트날개형 VTOL PAV 사이징 - 틸트 날개형에 필요한 분산전기추진(DEP) 연구 - 사이징 프로그램을 사용 틸트날개형 PAV 사이징
	■ 틸트로터형 VTOL PAV 사이징 - 사이징 프로그램을 사용 틸트로터형 PAV 사이징

주요 연구활동	세부 연구내용
	■ 멀티콥터형 VTOL PAV 사이징 - 사이징 프로그램을 사용 멀티콥터형 PAV 사이징
	■ PAV 형태별 CATIA 외부형상 및 설계변수 명세표
○ 기술 민감도 연구	■ 세부계통의 주요 기술 특징이 전체 VTOL PAV에 미치는 영향 분석 ■ 주요 설계변수의 변화가 전체 VTOL PAV 성능에 미치는 영향 평가
○ 기술 영향평가 연구	■ 2030년경 가용한 미래기술이 VTOL PAV 성능에 미치는 영향 평가

(3) 공유 PAV 기반 이동성 연구를 통한 2030년경 공유 PAV 기반 에어택시 상용화 기반 구축

가. 공유 PAV 기반 이동성 비행체, 소프트웨어, 규정 개발

1) 충돌회피 소프트웨어를 공유 PAV 기반 이동성에 활용하는 연구
2) 자동항법을 공유 PAV 기반 이동성에 활용하는 연구
3) 배터리 기술 향상을 공유 PAV 기반 이동성에 활용하는 연구
4) FAA의 차량 공유 및 비행체 인증 규정 분석
5) 배기가스 및 소음 저감 기술 연구
6) VTOL PAV의 효율성, 신뢰성, 신뢰성, 안전성 분석

나. 공유 PAV 기반 이동성 교통 모델링

1) 다양한 형태의 교통 수요 데이터 분석
2) 예상되는 목표 시장 인구의 통계학적 특성을 기준으로 데이터 필터링

다. 공유 PAV 기반 이동성 도시계획 및 기존 인프라의 사용

1) 건물 코드 분류
2) 공공-민간 파트너쉽을 기반으로 한 도시
3) 지역사회에 기여하는 경제적 가치 계산

라. 공유 PAV 기반 이동성 최적화

1) 사용자가 시간과 비용을 절감 할 수 있는 경로설정
2) VTOL의 가치를 다른 교통수단과 비교하는 방법

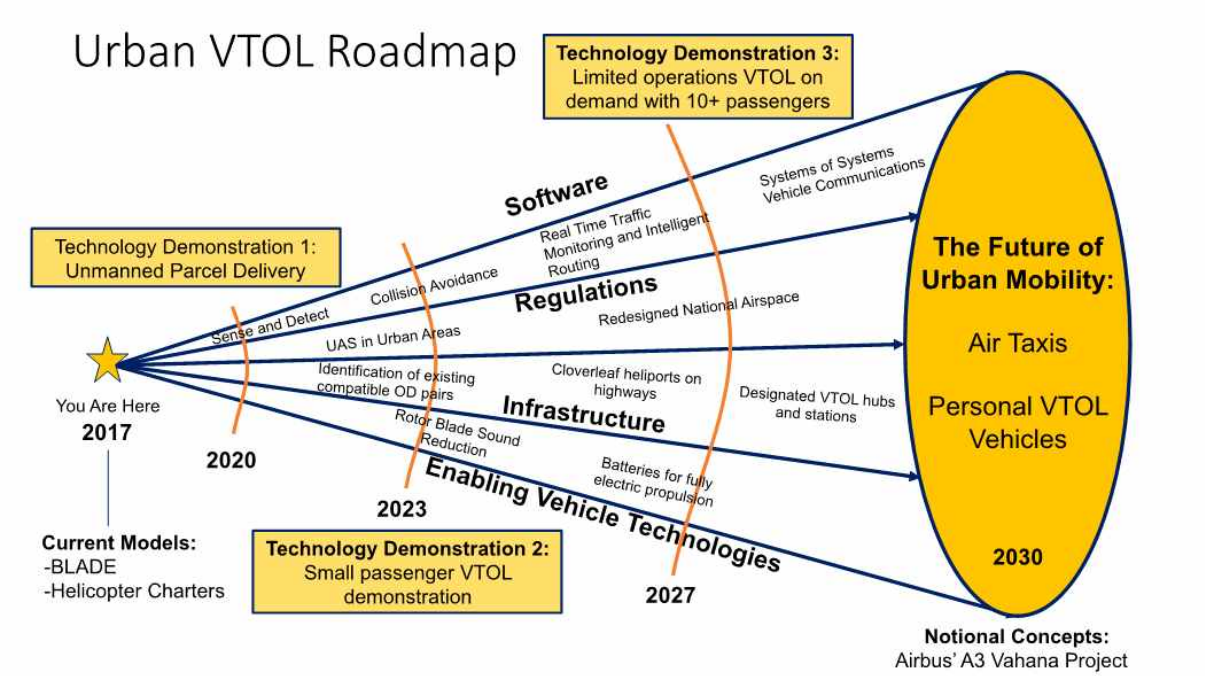
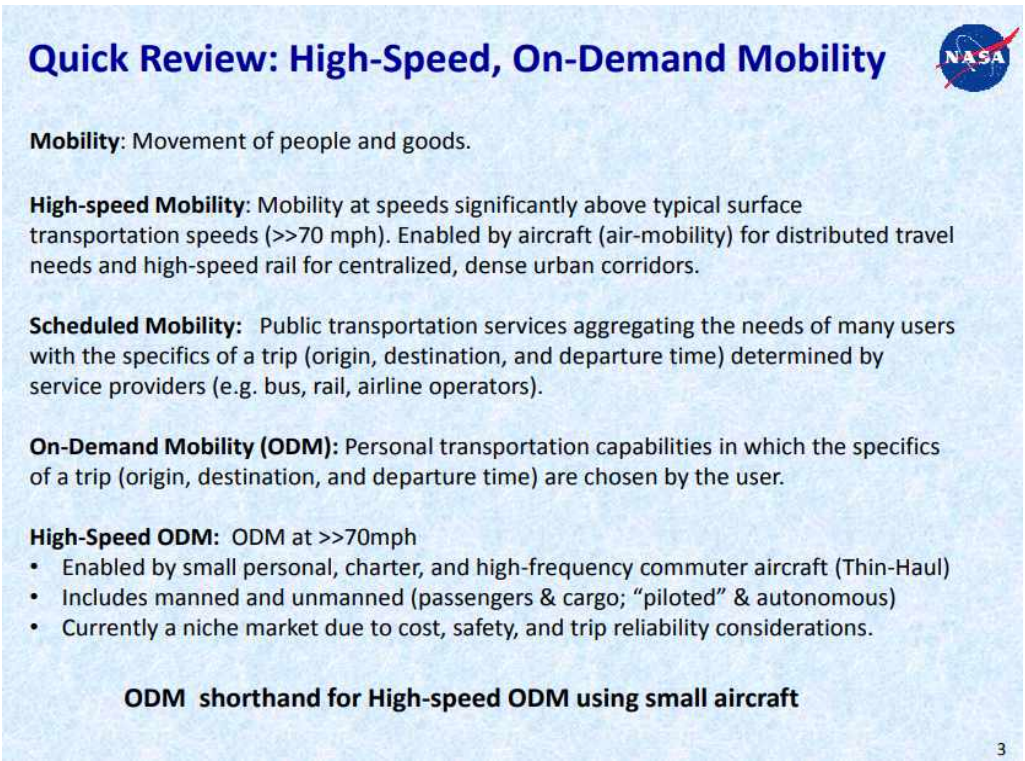


그림 377 공유 VTOL PAV 기반 이동성 로드맵

제6장. 연구 과정에서 수집한 해외 과학기술 정보

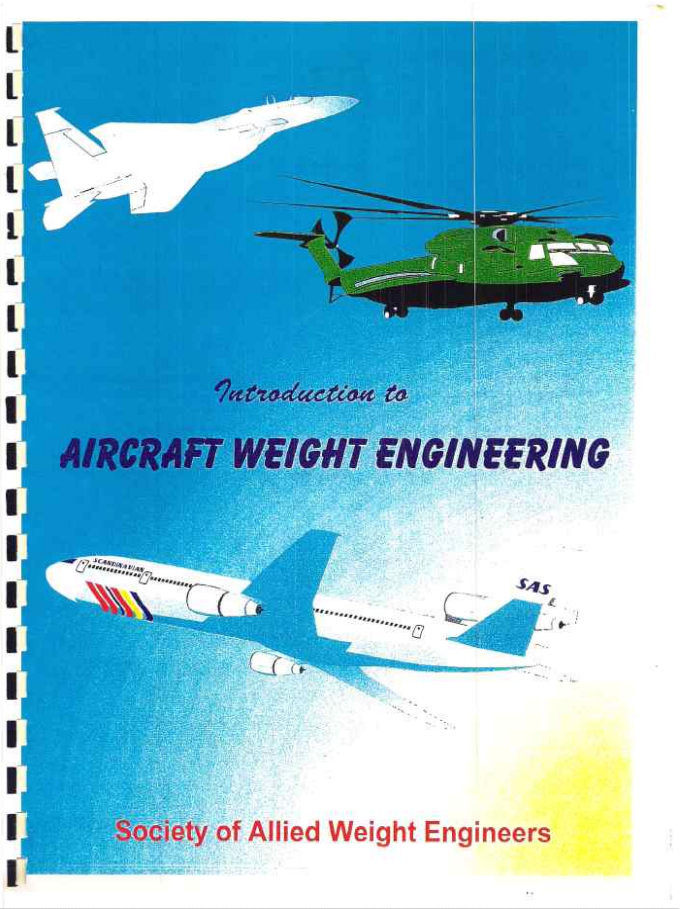
○ ODM(On-Demand Mobility)





외 모든 Transformative Vertical Flight Workshop conference 자료

○ SAWE(Society of Allied Weight Engineers)



Effect of weight on range for a jet aircraft

One of the more obvious influences of weight on aircraft performance is the effect on range. The classic Breguet range equation is derived in most basic Aerodynamics textbooks. The following variation is presented to provide a different approach resulting in a similar relationship in terms of weight and range ratios. Expressions have been developed with subscripts of (1) and (2), indicating the two corresponding but different weight conditions.

For constant C_t and altitude, the rate at which fuel is consumed during the cruise portion of a mission, for a thrust producer (jet aircraft),may be expressed by:

$$\frac{dW_f}{dt} = (TSFC)(T)$$

or,

$$dW_f = (TSFC)(T)\,dt \qquad \text{EQ. (3-1)}$$

Where:
- W_f = Weight of fuel
- TSFC = Thrust Specific Fuel Consumption
- T = Thrust
- t = time

Velocity may be expressed as a function of distance and time as:

$$\frac{ds}{dt} = V$$

or,

$$dt = \frac{ds}{V}$$

Where:
- s = Distance
- V = Velocity

Substituting into Equation (3-1) for dt yields;

$$dW_f = \frac{(TSFC)(T)(ds)}{V}$$

or,

$$\frac{ds}{dW_f} = \frac{V}{(TSFC)(T)} \qquad \text{EQ. (3-2)}$$

Now consider the following for level cruise at constant velocity ($dv/dt \neq 0$, but is assumed to be negligible). Assuming that the angle between the thrust and velocity vectors is negligible such that:

Thrust is equal to Drag, T = D

Drag may be expressed as:

$$D = \frac{L}{(C_l / C_d)}, \text{ and}$$

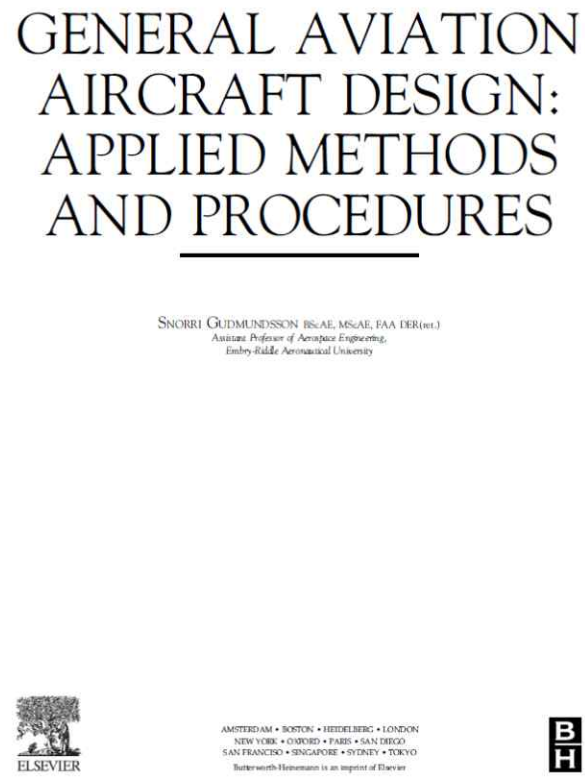
Lift is equal to Weight, L = W

Successive substitution into equation (3-2) yields:

$$\frac{ds}{dW_f} = \frac{V}{(TSFC)(D)}$$

외 50편 이상의 SAWE conference 논문

○ General Aviation Aircraft Design : Applied Methods and Procedures, ELSEVIER, 2014


GENERAL AVIATION AIRCRAFT DESIGN: APPLIED METHODS AND PROCEDURES

SNORRI GUDMUNDSSON BScAE, MScAE, FAA DER(ret.)
Assistant Professor of Aerospace Engineering,
Embry-Riddle Aeronautical University

ELSEVIER

AMSTERDAM • BOSTON • HEIDELBERG • LONDON
NEW YORK • OXFORD • PARIS • SAN DIEGO
SAN FRANCISO • SINGAPORE • SYDNEY • TOKYO
Butterworth-Heinemann is an imprint of Elsevier

BH

CHAPTER

1

The Aircraft Design Process

OUTLINE

1.1 Introduction 2
1.1.1 The Content of this Chapter 5
1.1.2 Important Elements of a New Aircraft Design 5
Definition of the Mission 5
Performance Requirements and Sensitivity 5
Handling Requirements (Stability and Control) 5
Ease of Manufacturing 6
Certifiability 6
Features and Upgradability (Growth) 7
Aesthetics 7
Maintainability 8
Lean Engineering and Lean Manufacturing 8
Integrated Product Teams (IPT) 9
Fundamental Phases of the Aircraft Design Process 9
Development Program Phase 11
Post-development Programs 11

1.2 General Process of Aircraft Design 11
1.2.1 Common Description of the Design Process 11
Elementary Outline of the Design Process 11
Design Process per Torenbeek 12
Typical Design Process for GA Aircraft 13
1.2.2 Important Regulatory Concepts 13
Type Certificate (TC) 13
Supplemental Type Certificate (STC) 14
Standard Airworthiness Certificate (AC) 14
Special Airworthiness Certificate (SAC) 14
Maintenance Requirements 14
Airworthiness Directives (AD) 14
Service Bulletin (SB) 15
Advisory Circular (AC) 15
Technical Standard Order (TSO) 15
Technical Standard Order Authorization (TSOA) 15
Parts Manufacturer Approval (PMA) 15

1.3 Aircraft Design Algorithm 15
1.3.1 Conceptual Design Algorithm for a GA Aircraft 16
1.3.2 Implementation of the Conceptual Design Algorithm 16

1.4 Elements of Project Engineering 19
1.4.1 Gantt Diagrams 19
1.4.2 Fishbone Diagram for Preliminary Airplane Design 19
1.4.3 Managing Compliance with Project Requirements 21
1.4.4 Project Plan and Task Management 21
1.4.5 Quality Function Deployment and a House of Quality 21
Step 1: Customer Requirements 22
Step 2: Technical Requirements 24
Step 3: Roof 25
Step 4: Interrelationship Matrix 26
Step 5: Targets 27
Step 6: Comparison Matrix 27

1.5 Presenting the Design Project 27
Three-view Drawings 28
Images Using Solid Modelers 28
Images Using Finite Element Modelers 29
Images Using Computational Fluid Dynamics Software 29
Cutaway Drawings 30
Engineering Reports 30
Engineering Drawings 32

Variables 32

References 32

General Aviation Aircraft Design
http://dx.doi.org/10.1016/B978-0-12-397308-5.00001-5

Copyright © 2014 Elsevier Inc. All rights reserved.

제7장. 연구개발성과의 보안등급

본 과제는 특별한 보안성은 없으나 “도로주행형 PAV 사이징 프로그램”과 관련된 내용은 국가과학기술 기밀 유지에 필요한 내용으로 대외적으로 공개되어서는 안됨

제8장. 국가과학기술종합정보시스템에 등록한 연구시설·장비 현황

구입 기관	연구시설/ 연구장비명	규격 (모델명)	수량	구입 연월일	구입 가격 (천원)	구입처 (전화번호)	비고 (설치 장소)	NTIS장비 등록 번호

해당사항 없음

제9장. 연구개발과제 수행에 따른 연구실 등의 안전 조치 이행 실적

해당사항 없음

제10장. 연구개발과제의 대표적 연구 실적

번호	구분 (논문/ 특허/ 기타)	논문명/특허명/ 기타	소속 기관명	역할	논문 게재지/ 특허 등록 국가	영향력 지수	논문 게재일 /특허 등록일	사사 여부 (단독 사사 또는 중복 사사)	특기 사항 (SCI 여부/인용 횟수 등)
1	논문	Surrogate Aerodynamic Model for Initial Sizing of Solar High-Altitude Long-Endurance UAV	세종대학교	주저자	Journal of Aerospace Engineering	1.107	2017.07		SCI
2	논문	Mission Analysis of Solar UAV for High-Altitude Long-Endurance Flight	세종대학교	주저자	Journal of Aerospace Engineering	1.107	2018.01		SCI
3	논문	PAV를 활용한 공유형 항공 이동수단의 해외 연구 동향 및 국내 적용 방안	세종대학교	주저자	한국항행학회논문지	-	2017.08		비SCI
4	논문	항공기 날개의 통계적 중량 예측식 도출 연구	세종대학교	주저자	한국항공우주학회지	-	2018.02		비SCI
5	논문	국내환경을 고려한 도로주행형 PAV 사이징을 위한 구속조건 해석	세종대학교	주저자	한국항행학회논문지	-	2018.04		비SCI

제11장. 기타 사항

해당사항 없음

제12장. 참고 문헌

[1] Wikipedia-the free encyclopedia(2015), “Personal Air vehicle”

[2] 한국항공우주연구원(2010), “미래형 항공기(PAV : Personal Air Vehicle) 개발 선행연구, 연구보고서.

[3] Ahn, B.H., Delaurentis, D., and Mavris, D.(2002), "Advanced Personal Air Vehicle Concept Development Using Powered Rotor and Autogyro Configurations," AIAA-2002-5878.

[4] Li, Y., DeLaurentis, D. and Mavris, D.(2003), "Advanced Rotorcraft Concept Development and Selection Using a Probabilistic Methodology," AIAA 2003-6759.

[5] Mark D. Moore(2006), "Personal Air Transportation Technologies", NASA LaRC

[6] Mineta, N. Y., Blakey, M. C. (2004) “Next Generation Air Transportation System Integrated Plan”, U.S. Department of Transportation, Washington, DC

[7] FAA Managers Association Aviation News(2014), "FAA's New 'Interagency Planning Office' Replaces to JPDO“

[8] Gisele Mohler, Eastern Region Airport Conference 2008, "Airport Capacity Planning and NextGen", FAA

[9] NASA, http://www.nasa.gov/sudience/forstudents/postsecondary/feature/

[10] B. Baxley, at al, "The Small Aircraft Transportation System(SATS), Higher Volume Operations(HVO) Concept and Research", NASA LaRC, Hampton, VA

[11] 국토교통부, 항공운송사업 운항증명 업무지침(Air Operator Certificate Procedures and Inspection Manual) 3.1.10

[12] http://www.mycopter.eu/

[13] 정준호, 홍성태, 김도명, 석진영, 윤성준, 김성남, “PAV 축소 모델 개념설계 및 비행시험”, 한국항공우주학회 학술발표회 논문집, 2011.4, pp. 762-767

[14] https://en.wikipedia.org/wiki/Terrafugia_Transition

[15] https://terrafugia.com/content/uploads/2016/11/Terrafugia-Transition-Datasheet-2016Q4.pdf

[16] http://csis3020.rodrigoescobar.com/Assignment04/index.html

[17] C. C. Dietrich, S. A. Schweighart, and A. M. Mrcek, “Roadable aircraft with folding wings and integrated bumpers and lighting“, Terrafugia Inc. , Somerville, MA(US), US 7938358 B2, 2011

[18] S. Klein, “Transformation method of hybrid transportation vehicle for ground and air, and hybrid transportation vehicle itself.“ Aeromobil S. R. O., United States, US 20150028150 A1, 2015

[19] Patent Application Publication, “Shape morphing fuselage for an aerocar”, Toyota Motor Engineering & Manufacturing North America, Inc., United states, US 20160176256 A1, 2016

[20] Gudmundsson S., General Aviation Aircraft Design : Applied Methods and Procedures, ELSEVIER, 2014

[21] Raymer, D. P., Aircraft Design: A Conceptual Approach, AIAA Education Series, 1992.

[22] Matthieu, Jean-Marc, “XFLR5 Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers”, Guidelines for QFLR5, 2009

[23] 윤동익, 허환일, “Personal Air Vehicle의 추진시스템에 대한 기술적 고찰”, 한국추진공학

회지 제 13권 6호, pp. 56-65, 2009. 12
[24] Kohout, L. L., Schmitz, P. C.(2003), “Fuel cell propulsion systems for an all-electric personal air vehicle“, AIAA-2003-2867
[25] Mark Moore., Ken Goodrich., et. al, “ODM Technical Roadmap Report Out,” Transformative Vertical Flight Workshop, 2016
[26] Brian J. German, “Thin-Haul Aviation Operation Study”, Georgia Institute of Technology
[27] R. John Hansman, Parker D. Vascik, “Operational Aspects of Aircraft-Based On-Demand Mobility”, NASA On-Demand Mobility and Follow Up Workshop, March 8th 2016, Arlington, VA
[28] Jeff Holden, Nikhil Goel, “UBER Elevate Fast-Forwarding to a Future of On-Demand Urban Air Transportation”
[29] http://www.airbusgroup.com/int/en/news-media/corporate-magazine/Forum-90/PopUp.html
[30] https://www.airbus.com/newsroom/news/en/2017/03/PopUp.html
[31] Lim, D., Justin, C., and Mavris, D. (2015). “Advanced general aviation concept study for a roadable aircraft”, *15th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference,* AIAA 2015-3001, Dallas, TX
[32] http://airfoiltools.com/search/index
[33] hppt://www.law.go.kr
[34] Roskam, J., Airplane design part V: component weight estimation, DARcorporation,1999.
[35] 이대열, 오장환, 박토순, 박재영, 권종광, “단발 터보프롭 한공기의 중량 예측기법”, 한국항공우주학회지, 26-6, 1998.10, pp. 143-150
[36] 이우리 저, ‘회귀분석 입문 - 이해와 SAS활용’, 2013. 03
[37] Julianna B. de la Montanya and David D. Marshall, “Circulation Control and Its Application to Extreme Short Take-Off and Landing Vehicles”, 45th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit
[38] McLachian, B. G., “Study of a Circulation Control Airfoil with Leading/Trailing-Edge Blowing”, Aerospace Research center, Vol. 26, No. 9, 1989
[39] Christian Werner-Spatz, Wolfgang Heinze, Peter Horst, Rolf Radespiel, “Multidisciplinary Conceptual Design for Aircraft with Circulation Control High-lift systems”, CEAS Aeronautical Journal, Vol.3, No. 2-4, pp. 145-164, 2012
[40] http://digitalcommons.calpoly.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=1895&context=theses
[41] https://patentimages.storage.googleapis.com/eb/ae/32/f07f403ff1c69a/US8113466.pdf
[42] Moaven, Kh., Rad, M., Taeibi-Rahni, M., “Experimental investigation of viscous drag reduction of superhydrophobic nano-coating in laminar and turbulent flows”, Experimental Thermal and Fluid Science, Vol. 51, pp. 239-243, 2013
[43] Othon K. Rediniotisa, Dimitris C. Lagoudasa, Raghavendran Mania, “Active Skin for Turbulent Drag Reduction ” ,Aerospace Engineering Department, Texas A&M

University, College Station
[44] Andrew S. Hahn, “Next Generation NASA GA Advanced Concept”,NASA Langley Research Center
[45] http://en.wikipedia.org/wiki/Rotax_912
[46] http://books.google.com/books?id=6gnO9XoeT5cC&pg=PA148&lpg=PA148&dq=36-150+apu+sfc&source=bl&ots=iZBwyZZIpk&sig=JOI2np_894l3DetQG7YUgTBVUq4&hl=en&sa=X&ei=oETLU4DCCoa-sQTVxIHIDw&ved=0CDgQ6AEwAw#v=onepage&q=36-150%20apu%20sfc&f=true
[47] http://www.caranddriver.com/news/jaguar-c-x75-concept-auto-shows
[48] http://en.wikipedia.org/wiki/Wankel_engine
[49] http://www.flightglobal.com/news/articles/pats-unveils-lightweight-rotary-engine-apu-for-corporate-27424/
[50] http://www.rotaryeng.net/
[51] http://www.rotronuav.com/pdfs/RotronBrochure.pdf
[52] http://kk.org/thetechnium/was-moores-law/
[53] http://www.prweb.com/releases/high-power-density/electric-motor/prweb2870024.htm
[54] https://www.nasa.gov/vision/earth/technologies/liquidmetal.html
[55] http://www.liquid-metal.info/
[56] http://www.meridian-int-res.com/Aeronautics/Coanda.htm
[57] Kevin R.Antcliff, Ken Goodrich, Mark Moore, “NASA Silicon Valley Urban VTOL Air-Taxi Study”, NASA Langley Research Center, Hamptom, VA
[58] Hallie Ford, Lea Harris, Ameya Behere, “Modeling On-Demand VTOL Environments”, Georgia Tech Aerospace Systems Design Laboratory
[59] Witten, I. H., Frank, E., and Hall, M. A. (2005). “DATA MINING : Practical Machine Learning Tool and Techniques”, Elsevierd
[60] Alsabti, K., Rnaka, S., and Singh, V. (1997). “An efficient k-means clustering algorithm”, Electrical Engineering and Computer Science. Pater 43

9. 뒷면지

주 의

1. 이 최종보고서는 국토교통부에서 시행한 국토교통기술촉진연구사업의 연구보고서입니다.

2. 이 최종보고서 내용을 발표하는 때에는 반드시 국토교통부에서 시행한 사업의 연구개발성과임을 밝혀야 합니다.

3. 국가과학기술 기밀 유지에 필요한 내용은 대외적으로 발표 또는 공개하여서는 안 됩니다.

별지 6의2. 주관연구기관의 자체평가의견서 < 신설 2016.4.19 >

주관연구기관의 자체평가의견서

1. 과제 현황

	과제번호		17CTAP-C114865-02			
사업 구분	국토 사업					
연구 분야				과제 구분	단위	
사업명	국토교통기술촉진연구사업				주관	
주관과제				주관연구책임자		
세부과제명	인증기준을 고려한 노면주행형 PAV 사이징 프로그램 개발 및 개념설계			과제 유형	(기초, 응용, 개발)	
연구기관	세종대학교 산학협력단			연구책임자	황호연	
연구 기간 연구비 (천원)	연차	연구개발기간	정부출연금	기업부담금	정부 외 출연금	계
	1차 연도	2016.06.22. -2017.06.21	180,000	-	-	180,000
	2차 연도	2017.06.22. -2018.06.21	220,000	-	-	220,000
	3차 연도					
	4차 연도					
	5차 연도					
	계	2016.06.22. -2018.06.21	400,000	-	-	400,000
참여기업						
상대국		상대국 연구기관				

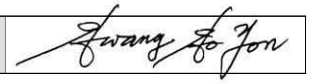
2. 평가일: 2018.07.15

3. 평가자(연구책임자):

소속	직위	성명
세종대학교 항공우주공학과	교수	황 호 연

4. 평가자(연구책임자) 확인:

본인은 평가 대상 과제에 대한 연구개발성과에 대하여 객관적으로 기술하였으며, 공정하게 평가하였음을 확약하며, 이 자료가 전문가 및 전문기관 평가 시에 기초 자료로 활용되기를 바랍니다.

확 약	

210mm×297mm[백상지(80g/㎡) 또는 중질지(80g/㎡)]

Ⅰ. 연구개발 실적

※ 다음 각 평가 항목에 따라 자체 평가한 등급 및 실적을 간략하게 기술(200자 이내)

1. 연구개발성과의 우수성/창의성

■ 등급: (아주 우수, (우수), 보통, 미흡, 불량)

본 연구는 최근 개정된 FAR PART23 인증기준을 고려한 도로주행형 PAV 사이징 프로그램을 개발하고 2030년경에 가용한 미래 기술을 반영한 개념설계를 수행한 연구로 국내에서는 최초로 수행된 연구임. PAV 성능향상을 위한 미래기술 조합 연구와 민감도 분석은 창의성이 있는 부분이며 PAV를 사용하는 공유기반이동성(ODM)을 국내에 적용하는 연구도 창의성이 있는 부분임

2. 연구개발성과의 파급 효과

■ 등급: (아주 우수, (우수), 보통, 미흡, 불량)

현재 운용되고 있는 민간/군용 항공기는 이미 항공선진국에 의한 선점되어 있으므로 사실상 새로운 시장개척이 거의 불가능함. 그러나 아직 시장이 형성되지 않는 미래 항공기 PAV는 우리의 전략적 기회가 될 수 있음. 본 과제의 결과물인 PAV 사이징 프로그램과 개념설계는 PAV 개발에 중요한 핵심기술임. 또한, 인증기준을 만족하며 경제성/안전성/상용성이 보장되는 PAV의 핵심기술구축을 통하여 세계시장을 선점함으로써 많은 부가 가치를 창출할 수 있는 파급 효과가 기대됨

3. 연구개발성과에 대한 활용 가능성

■ 등급: ((아주 우수), 우수, 보통, 미흡, 불량)

본 연구 결과물인 인증기준을 고려한 도로주행형 PAV 사이징 프로그램과 개념설계는 실용화/상용화가 가장 빠를 것으로 예상되는 도로주행형 PAV 기본설계와 상세설계에 활용될 수 있으며, 개발된 사이징 프로그램을 통해 국내 상황을 고려한 소음이 적은 전기추진 수직이착륙형(VTOL) PAV 설계 프로그램 개발과 VTOL PAV 개념설계를 수행하는데 활용될 수 있을 것으로 기대됨. 특히 정부 다부처 사업으로 추진중인 미래형 자율비행 개인항공기(OPPAV: Optionally Piloted Personal Air Vehicle) 개발사업의 개념설계에 필요한 사이징에 활용될 수 있음

4. 연구개발 수행의 성실도

■ 등급: (아주 우수, (우수), 보통, 미흡, 불량)

본 연구는 개정된 FAR PART23 내용분석, 도로주행형 PAV 사이징 프로그램 개발, 도로 주행형 PAV 개념설계, 미래 기술의 민감도 분석 등 계획서 상의 연구내용 이외에도 PAV 활용방안에 필요한 공유기반 이동성 연구(ODM)를 국내 교통 여건에 맞추어 연구한 ODM, 미래 VTOL PAV 개발방안 등 추가 연구로 인해 방대한 양의 연구를 성실히 수행하였음

5. 공개 발표된 연구개발성과(논문, 지적소유권, 발표회 개최 등)

■ 등급: (아주 우수, 우수, (보통), 미흡, 불량)

SCI논문 2편 게재완료, 1편 게재승인(accepted on 2017.09), 그 외 3편 제출 및 심사 중
국내 학술지 5편 게재 완료 및 학술대회 논문 9편 게재 완료

II. 연구 목표 달성도

세부 연구 목표 (연구계획서의 목표)	비중 (%)	달성도 (%)	자체평가
PAV에 적용되는 PART 23 인증기준 연구	10	100	FAR PART 23 인증기준 분석
고객 요구도를 공학적인 요구조건으로 전환	2	100	공학적 요구조건 작성
설계 대안 평가를 위한 평가 기준	3	70	대안 평가기준 작성
PAV개념 형상 및 주요 기술들의 조합 생성	2	80	형상 및 기술조합 작성
기능적/물리적으로 PAV를 세부계통으로 분리	2	100	기능적/물리적 세부계통 정리
노면주행 항공기 설계 및 기술 정의	3	100	설계 및 기술 정의
임무 정의	3	100	PAV 임무형상 정의
사이징 및 통합	5	100	PAV 사이징 프로그램 개발
공력, 추진 조종성 및 안정성 해석	10	100	기존 PAV 역설계 및 공력해석, 추진해석
사이징된 여러개의 설계 비교분석	2	70	사이징 프로그램 이용하여 설계 비교분석
최종 개념 선택	3	100	Transition, Aeromobil 3.0개념 선택
임무형상과 성능 구속조건 설정	5	100	임무형상 및 구속조건 설정
설계변수 매트릭스	10	60	설계변수 매트릭스 작성
대안 개념 및 기준 형상	5	80	CATIA를 이용하여 기준 형상 제시
추진 시스템 선택 및 사이징 결과 평가	8	100	사이징 결과 평가
해외 선진 사례와의 비교평가	5	100	해외 노면주행형 PAV와 사이징 결과 비교평가
PAV 성능향상을 위한 기술조합 연구	5	80	기술 조합 작성
기술 포트폴리오 모델링 연구	5	80	기술 포트폴리오 작성
미래의 기술 포트폴리오를 선정	5	80	미래 기술 포트폴리오 작성
FAR 23 CCL(Compliance Check List)작성	2	100	FAR 23 CCL(Compliance Check List) 작성
합계	100점		

Ⅲ. 종합 의견

1. 연구개발성과에 대한 종합의견

2030년경 PAV의 실용화/상용화에 대해 부정적 의견이 많으나 에어버스사나 우버사의 Elevate에서 보듯이 많은 해외기업에서 2022년경 에어택시 서비스를 제공하려는 계획을 발표하고 있음. 따라서 우리나라도 PAV의 핵심기술 확보로 세계 기술 시장 선점 및 PAV 기술 선도 국가를 실현하여야 하며 이를 위해서는 우선 PAV 핵심기술의 선행 개발이 필요하고 본 연구개발은 PAV 설계를 위한 핵심 기술임.

또한 정부가 범부처 사업으로 추진하고 있는 미래형 자율비행 개인항공기(OPPAV: Optionally Piloted Personal Air Vehicle) 개발사업의 개념설계에 필요한 사이징에 본 연구개발성과를 활용할 수 있다는 측면에서 의미가 있다고 판단됨

2. 평가 시 고려할 사항 또는 요구사항

항공기 설계 분야는 독창성인 연구를 수행하기 보다는 기존의 기술들을 종합하는 분야로 매우 뛰어난 독창성을 요구하는 SCI 논문을 쓰기 어려운 분야임. 또한 본 연구팀은 이전에 PAV 관련 연구를 수행한 경험이 없어 성실히 연구를 수행하였음에도 불구하고 현 시점에서의 연구실적은 많지 않으나 제출한 논문과 제출을 준비 중인 논문은 많음

3. 연구개발성과의 활용방안 및 향후 조치에 대한 의견

본 연구의 결과물인 인증기준을 고려한 도로주행 PAV 개념설계는 활주로가 필요하여 우리나라 실정에는 부적합하지만 실용화/상용화가 가장 빠를 것으로 예상되는 도로주행형 PAV 기본설계와 상세설계에 활용될 수 있음. 또한 정부의 범부처 사업으로 한국항공우주연구원이 주관하게 될 OPPAV 개발사업의 개념설계에 활용될 수 있음.
본 연구에서 개발된 설계 프로그램을 수정/보완하여 활주로가 적고 인구밀도가 높은 국내 상황을 고려하여 소음이 적은 전기추진 수직이착륙형(VTOL) PAV 설계 프로그램 개발하고 이를 사용하여 멀티콥터형 VTOL PAV, 틸트날개형/틸트로터형 PAV 개념설계를 수행하는데 활용할 계획임.
설계된 VTOL PAV를 에어택시로 활용하기 위한 공유기반 이동성(ODM: On-Demand Mobility) 연구를 지속적으로 수행하여 2030년경 에어택시에 활용할 수 있는 기반을 구축하고자 함. 즉 국내환경을 고려하여 노면주행(Roadable)형 PAV 대신 수직이착륙형 PAV를 설계하고 에어택시로 활용하는 공유기반 이동성 연구를 수행하여 먼 미래형이 아닌 가까운 미래에 에어택시가 상용화되어 교통체계의 3차원화로 교통체증을 완화하고 Door-to-Door 교통을 달성하는데 활용될 수 있도록 함.
최근의 전기추진 기술, 전기 모터, 배터리, 자동항법 기술의 발달로 그동안 부정적인 측면이 많던 상업성 있는 PAV가 좀 더 현실화되고 있어 에어버스나 우버 등 많은 기업들이 VTOL PAV를 활용한 에어택시 개발에 투자를 하고 있음. 이러한 설계 프로그램 개발과 개념설계, 미래기술 영향평가 연구는 타 항공분야와 달리 우리나라가 선진국과 대등한 VTOL PAV 설계기술을 확보하는데 활용될 것으로 기대됨
교통체증이 점점 심화됨에 따라 새로운 교통편의 필요성이 커지면서 NASA에서는 새로운 개념 공유기반 이동성(ODM: On-Demand Mobility)이라는 개념을 만듦. 공유기반 이동성을 적용하기 위해서는 도시의 인프라 확충도 중요한 문제임. 대부분의 헬리패드는 도시에서 중요한 역할을 하는 곳에 위치하고 있지만, 소음과 배기가스와 같은 문제 때문에 공유기반 이동성이 사회적으로 수용되기 위해서는 건물 옥상의 헬리패드 이외에 수직 이착륙 비행장의 구축이 꼭 필요하며 NASA는 도시 고속도로의 네 잎 크로버 모양의 입체 교차로(Cloverleaf)의 활용을 제안함. 본 연구에서 수행하는 소음이 적은 전기추진 VTOL PAV와 공유기반 이동성 연구를 우리나라도 건물 옥상의 헬리패드와 고속도로의 IC를 이용하여 미래에 에어택시 서비스에 활용할 수 있음

Ⅳ. 보안성 검토 (※ 보안성이 필요하다고 판단되는 경우 작성)

1. 연구책임자의 의견

2. 연구기관 자체의 검토 결과

210mm×297mm[백상지(80g/㎡) 또는 중질지(80g/㎡)]

연구개발계획과 집행실적의 대비표

사 업 명	국토교통기술촉진연구 사업							
과 제 명	인증기준을 고려한 노면주행형 PAV 사이징 프로그램 개발 및 개념설계							
주관연구기관	세종대학교 산학협력단							
주관연구책임자	(소속) 세종대학교 산학협력단 (성명) 황 호 연							
해당연도 연구개발비(천원)	정 부 출연금	400,000	정부외 출연금	-	기 업 부담금 (현물)	(-)	계	(400,000)
해 당 연 도 연구개발기간	2016. 06. 22. ~ 2018. 06. 21.(24 개월)							
참 여 기 업	-							

「국가연구개발사업의 관리 등에 관한 규정」 제19조제1항에 따라 위 연구개발과제의 연구개발비 사용실적보고서를 붙임과 같이 제출합니다.

2018 년 07 월 20 일

주관연구책임자: 황호연 (인)

주관연구기관: 세종대학교 산학협력단

국토교통과학기술진흥원 귀하

210㎜×297㎜[백상지 80g/㎡(재활용품)]

1. 연구비 사용명세서(총괄용)

구 분 / 비 목	당초계획	변경예산	사용금액	증 감	증감사유	다음해 이월액
직접비	312,280,000 (-)	312,280,000 (-)	291,343,762 (-)	0 (-)		
・인건비	6,000,000 (-)	10,579,000 (-)	10,578,500 (-)	4,579,000 (-)	학생연구원 졸업에 따른 전임연구원 인건비 증가	
・학생인건비	156,300,000 (-)	151,721,000 (-)	151,721,000 (-)	-4,579,000 (-)		
・연구장비・재료비	14,990,000 (-)	14,990,000 (-)	14,717,839 (-)	0 (-)		
・연구활동비	46,850,000	43,450,000	37,201,946	-3,400,000	연구원 추가에 따른 추진비 증가	
・연구과제추진비	40,440,000	43,840,000	41,916,477	3,400,000		
・연구수당	47,700,000	47,700,000	35,208,000 (2차년도 미지급 포함)	0		
・위탁연구비	-	-	-	-		
간접비	87,720,000	87,720,000	87,720,000	0		

비 고
1. 이 연구비 사용명세서(총괄용)는 필요한 경우에만 작성합니다.
2. ( )안에는 각 비목별 금액중 참여기업이 부담한 현물을 적어야 합니다.
* 다만, 학생인건비는 현금지급액만 적습니다.

2. 연구비 사용명세서(세부과제용) **-해당사항 없음**

○ 과 제 명 :
○ 협동연구기관 : 직인
○ 협동연구책임자 : ㊞
○ 연 구 기 간 :

(단위 : 원)

구 분 / 비 목	당초계획	변경예산	사용금액	증 감	증감사유	다음해 이월액
직접비	( )	( )	( )	( )		
・인건비	( )	( )	( )	( )		
・학생인건비	( )	( )	( )	( )		
・연구장비・재료비	( )	( )	( )	( )		
・연구활동비						
・연구과제추진비						
・연구수당						
・위탁연구비						
간접비						
현 금 소 계						
현 물 소 계	( )	( )	( )	( )		
합 계						

비 고 : ( )안에는 각 비목별 금액 중 참여기업이 부담한 현물을 적어야 합니다.
* 학생인건비는 현금지급액만을 적습니다.

)

3. 연구비 사용명세서(위탁과제용) **-해당사항 없음**

○ 위 탁 과 제 명 :

○ 위 탁 연 구 기 관 : 직인

○ 위탁연구책임자 : ㊞

○ 위 탁 연 구 기 간 :

(단위:원)

구 분 / 비 목	당초계획	변경예산	사용금액	증 감	증감사유	다음해 이월액
직접비 • 인건비 • 학생인건비 • 연구장비·재료비 • 연구활동비 • 연구과제추진비 • 연구수당						
간접비						
합 계						

비고 : 이 연구비 사용명세서(위탁과제용)는 필요한 경우에만 작성합니다.

※ 필요 시 중앙행정기관의 사정에 따라 변경 가능합니다.

210㎜×297㎜[백상지 80g/㎡(재활용품)]

별지 7. 연구개발성과 활용 보고서 <개정 2016.4.19 >

연구개발성과 활용 보고서

과제 번호	17CTAP-C114865-02			
사업 구분	대사업명: 국토교통기술촉진연구사업			
	중사업명			
	세부사업명			
기술 분야		연구과제명	인증기준을 고려한 노면주행형 PAV 사이징 프로그램 개발 및 개념설계	
주관 연구책임자	성명	황 호 연	직급(직위)	교수
	전화번호	02-3408-3773	전자우편	hyhwang@sejong.edu
	휴대전화번호	010-6575-2282	팩스번호	02-3408-3333
	과학기술인등록번호	1005 5420		

연구기간 및 연구개발비 (단위: 천원)	연구기간 (년 월 일)	정부출연금	기업부담금	정부 외 출연금	계
	2016년6월22일-2017년6월21일	180,000	-	-	180,000
	2017년6월22일-2018년6월21일	220,000	-	-	220,000
	합계 24개월	400,000	-	-	400,000

참여기업명				
성과활용보고서 작성자	성명	황 호 연	직급(직위)	교수
	전화번호	02-3408-3773	전자우편	hyhwang@sejong.edu
	휴대전화번호	010-6575-2282	팩스번호	02-3408-3333
	과학기술인등록번호	1005 5420		

연구개발성과의 활용(해당란에 '○' 표시)

사업화 완료	사업화 추진 중	2단계 연구 추진	기술 지원 활용	정책 활용	선행 및 기초 연구 활용	그 밖의 목적 활용	활용 중단
		○			○		

'그 밖의 목적 활용' 을 선택한 경우 구체적 활용 실적을 서술합니다.

'활용 중단' 을 선택한 경우 구체적 활용 중단 사유를 서술합니다.

· **참여기관 외 활용 허용 [예, 아니오]**

국가연구개발사업의 연구개발 결과 활용 보고서를 제출합니다.

2018 년 07 월 20 일

주관연구기관의 장: 김 선 재 (인)

국토교통과학기술진흥원장 귀하

1. 과학적 성과

▢ 논문(국내외 전문 학술지) 게재

번호	논문명	학술지명	주저자명	호	국명	발행기관	SCI 여부 (SCI/비SCI)	게재일
1	Surrogate Aerodynamic Model for Initial Sizing of Solar High-Altitude Long-Endurance UAV	Journal of Aerospace Engineering	주희진	30(6)	미국	American Society of Civil Engineers	SCI	2017.07
2	Mission Analysis of Solar UAV for High-Altitude Long-Endurance Flight	Journal of Aerospace Engineering	신교식	31(3)	미국	American Society of Civil Engineers	SCI	2018.01
3	Solar UAV design framework for a HALE flight	Aircraft Engineering and Aerospace Technology	황호연		미국	Emerald	SCI	Accepted on 2017.09
4	AEIC 프로그램을 사용한 국내공항 항공 온실 가스 배출량 산정	한국항행학회논문지	주희진	20(4)	한국	한국항행학회	비SCI	2016.08
5	도로주행형 PAV 설계를 위한 인증기준, 특허분석 및 공력해석	한국항행학회논문지	차재영	21(1)	한국	한국항행학회	비SCI	2017.02
6	PAV를 활용한 공유형 항공 이동사단의 해외 연구 동향 및 국내 적용 방안	한국항행학회논문지	임은하	21(4)	한국	한국항행학회	비SCI	2017.08
7	항공기 날개의 통계적 중량 예측식 도출 연구	한국항공우주학회지	김석범	46(1)	한국	한국항공우주학회	비SCI	2018.01
8	국내환경을 고려한 도로주행형 PAV 사이징을 위한 구속조건 해석	한국항행학회논문지	차재영	22(2)	한국	한국항행학회	비SCI	2018.04

▢ 국내 및 국제 학술회의 발표

번호	회의 명칭	발표자	발표 일시	장소	국명
1	ION GNSS+ 2017	임철순	2017.9.27	미국 오레곤 컨벤션센터	미국
2	한국항공우주학회 2016 추계학술대회	차재영	2016.11.17	제주 라마다프라자 호텔	한국
3	한국항공운항학회 2016 추계학숙대회	주희진	2016.11.25	베스트웨스턴 제주호텔	한국
4	한국항공우주학회 2017 춘계학술대회	차재영	2017.04.20	삼척 쏠비치 리조트	한국
5	한국항공우주학회 2017 춘계학술대회	김석범	2017.04.20	삼척 쏠비치 리조트	한국
6	한국항공우주학회 2017 춘계학술대회	임은하	2017.04.20	삼척 쏠비치 리조트	한국
7	한국항공우주학회 2017 추계학술대회	이영재	2017.11.17	제주 라마다프라자 호텔	한국
8	항공우주시스템공학회 2018 춘계학술대회	김석범	2018.04.26	제주 KAL호텔	한국
9	항공우주시스템공학회 2018 춘계학술대회	임은하	2018.04.26	제주 KAL호텔	한국

▢ **기술 요약 정보**

연도	기술명	요약 내용	기술 완성도	등록 번호	활용 여부
2018	도로주행형 PAV 사이징 프로그램	도로주행형 PAV 사이징을 위한 프로그램			

'기술 미활용' 의 경우 구체적 사유를 서술합니다.

· **참여기관 외 활용 허용 [예, 아니오]**

· **허용 방식[**번호표기**]** 1) 양도 2) 실시권 허락 3) 기술지도 4) 공동연구 5) 합작투자 6) 인수합병

▢ **보고서 원문**

연도	보고서 구분	발간일	등록 번호

▢ **생명자원(생물자원, 생명정보)/화합물**

번호	생명자원(생물자원, 생명정보)/화합물 명	등록/기탁 번호	등록/기탁 기관	발생 연도

2. 기술적 성과

▢ **지식재산권(특허, 실용신안, 의장, 디자인, 상표, 규격, 신품종, 프로그램)**

번호	지식재산권 등 명칭 (건별 각각 기재)	국명	출원				등록				기여율	활용 여부
			출원인	출원일	출원 번호	등록 번호*	등록인	등록일	등록 번호	등록 번호*		

* 연구개발성과 관리·유통 전담 기관에 등록한 번호 기재

(활용의 경우) 현재 활용 유형 체크, (미활용의 경우) 향후 활용 예정 유형 선택 (최대 3개 중복선택 가능)

번호	제품화	방어	전용실시	통상실시	무상실시	매매/양도	상호실시	담보대출	투자	기타

▢ 저작권(소프트웨어, 서적 등)

번호	저작권명	창작일	저작자명	등록일	등록 번호	저작권자명	기여율

▢ 신기술 지정

번호	명칭	출원일	고시일	보호 기간	지정 번호

▢ 기술 및 제품 인증

번호	인증 분야	인증 기관	인증 내용		인증 획득일	국가명
			인증명	인증 번호		

▢ 표준화

번호	수행 기관명	표준화 주제	표준화 기구	표준화 단계	관련 번호	제출(채택)일	국가
						yyyy.mm.dd	

3. 경제적 성과

▢ 시제품 제작

번호	시제품명	출시/제작일	제작 업체명	설치 장소	이용 분야	사업화 소요 기간

▢ 기술 거래(이전) 등

번호	기술 이전 유형	기술 실시 계약명	기술 실시 대상 기관	기술 실시 발생일	기술료 (해당 연도 발생액)	누적 징수 현황

▢ 사업화 투자실적

번호	추가 연구개발 투자	설비 투자	기타 투자	합계	투자 자금 성격

▢ 사업화 현황

번호	사업화 방식	사업화 형태	지역	사업화명	내용	업체명	매출액 (백만원, 천달러)		매출 발생 연도	기술 수명
							국내	국외		

▢ 매출 실적(누적)

구분	발생 연도	매출액(백만원, 천달러)		합계	산정 방법
		국내	국외		
사업화명	○○○○년				
합계					

▢ 고용 창출

번호	사업화명	사업화 업체	○○○○년	○○○○년	○○○○년	○○○○년	○○○○년	합계
			명	명	명	명	명	명
합계			명	명	명	명	명	명

▢ 비용 절감(누적)

구분	발생 연도	비용 절감액	산정 방법
사업화명	○○○○년		
합계			

▢ 경제적 파급 효과

(단위: 백만원/년)

구분	사업화명	수입 대체	수출 증대	매출 증대	생산성 향상	고용 창출 (인력 양성 수)	기타
해당 연도							
기대 목표							

▢ 산업 지원(기술지도)

번호	내용	기간	참석 대상	장소	인원

4. 사회적 성과

▢ 법령 반영

번호	구분 (법률/시행령)	활용 구분 (제정/개정)	명 칭	해당 조항	시행일	관리 부처	제정/개정 내용

▢ 정책활용 내용

번호	구분 (제안/채택)	정책명	관련 기관 (담당 부서)	활용 연도	채택 내용

▢ 설계 기준/설명서(시방서)/지침/안내서에 반영

번호	구 분 (설계 기준/설명서/ 지침/안내서)	활용 구분 (신규/개선)	설계 기준/설명서/ 지침/안내서 명칭	반영일	반영 내용

▢ 전문 연구 인력 양성

번호	분류	기준 연도	현황										
			학위별				성별		지역별				
			박사	석사	학사	기타	남	여	수도권	충청권	영남권	호남권	기타
1		2018		7	4	1	8	4	12				

▢ 산업 기술 인력 양성

번호	프로그램명	프로그램 내용	교육 기관	교육 개최 횟수	총 교육 시간	총 교육 인원

▢ 타 연구개발사업에의 활용

번호	과제 발주처	사업명	과제명	책임자	연구비

▢ 국제화 협력성과

번호	구분 (유치/파견)	기간	국가	학위	전공	내용

▢ 기술 무역

번호	계약 연월	계약 기술명	계약 업체명	계약업체 국가	기징수액 (원)	총 계약액 (원)	해당 연도 징수액(원)	향후 예정액 (원)	수출/ 수입

▢ 홍보 실적

번호	홍보 유형	매체명	제목	홍보일

▢ 포상 및 수상 실적

번호	종류	포상명	포상 내용	포상 대상	포상일	포상 기관