스포츠급 경항공기 개발 R&D Report

보안 과제( ), 일반 과제(○) / 공개(○), 비공개( )

항공안전기술개발사업 제4차연도 최종보고서

R&D /
13PATA-B055630-04

스포츠급 경항공기 개발 최종보고서

2018. 3. 5.

주관연구기관 / 건국대학교 산학협력단
협동연구기관 / (주)베셀
퍼스텍(주)

국 토 교 통 부
국토교통과학기술진흥원

제 출 문

국토교통부 귀하

‘스포츠급 경항공기 개발’(연구개발 기간 : 2010.09.27~2017.12.26) 과제의 최종보고서(보완본) 2부를 제출합니다.

2018. 3. 5.

주관연구기관명 : 건국대학교 산학협력단 (대표자) 서 정 향 (인)

협동연구기관명 : (주)베셀 (대표자) 서 기 만 (인)

퍼스텍(주) (대표자) 전 용 우 (인)

참여기관명 : (주)삼양컴텍 (대표자) 김 종 일 (인)

건국대학교 산학협력단 (대표자) 서 정 향 (인)

코츠테크놀로지(주) (대표자) 조 지 원 (인)

(주)맵퍼스 (대표자) 김 명 준 (인)

한서대학교 산학협력단 (대표자) 김 현 성 (인)

주관연구기관책임자: 이 재 우
협동연구기관책임자: 최 필 영
조 경 식
참여기관책임자: 이 임 규
김 상 호
함 승 현
임 건 택
김 영 인

국토교통부소관 연구개발사업 운영규정 제38조에 따라 최종보고서 열람에 동의합니다.

보고서 요약서

<table>
<tr><td>과제 고유 번호</td><td>13PATA-B055630-04</td><td>해당 단계
연구 기간</td><td>2010.09.27~
2017.12.26</td><td>단계구분</td><td>(해당단계)/
(총단계)</td></tr>
<tr><td rowspan="2">연구사업명</td><td>중사업명</td><td colspan="4">항공안전기술개발사업</td></tr>
<tr><td>세부사업명</td><td colspan="4"></td></tr>
<tr><td rowspan="2">연구과제명</td><td>대과제명</td><td colspan="4">스포츠급 경항공기 개발</td></tr>
<tr><td>세부과제명</td><td colspan="4"></td></tr>
<tr><td rowspan="2">연구책임자</td><td rowspan="2">이 재 우</td><td>해당단계
참여
연구원 수</td><td>총: 명
내부: 명
외부: 명</td><td>해당단계
연구개발비</td><td>정부: 천원
기업: 천원
정부 외: 천원
계: 천원</td></tr>
<tr><td>총 연구기간
참여
연구원 수</td><td>총: 512명
내부: 435명
외부: 77명</td><td>총 연구개발비</td><td>정부: 21,256,000천원
기업: 6,644,927천원
정부 외: 0천원
계: 27,900,927천원</td></tr>
<tr><td>연구기관명 및
소속 부서명</td><td colspan="3">(주)베셀, (주)삼양컴텍, 건국대학교 산학협력단, 퍼스텍(주), 코츠테크놀로지(주), (주)맵퍼스, 한서대학교 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
▶ 핵심성과 1 : 경항공기(KLA-100)
경항공기는 조종사를 포함한 2인승, 최대이륙중량이 600kg인 레저/스포츠용 항공기이며, 설계·제작·시험평가에 이르는 제작 전 과정의 자체기술을 확보하고, 국내 인증당국의 LSA급 안전성 인증 획득 항공기임

▣ 경항공기(KLA-100) 특징
• 인증을 획득한 안전한 항공기
• 복합재료를 적용한 경량화 기체구조
• Stylish 한 사고 싶은 항공기
• 가격대 성능비 우수
• 편의성 및 안전성 강화 : Auto Pilot, 기체 낙하산

▶ 핵심성과 2 : 다기능 시현기(MFD)
다기능 시현기는 EFIS, EMS, EMD 기능이 탑재된 항전 장비로서, 설계·제작·시험평가에 이르는 제작 전 과정의 자체기술을 확보하고, 주요 사양은 10.4인치로서 터치스크린 기능 보유</td><td>보고서 면수

347</td></tr>
</table>

국문 요약문

<table>
<tr><td>연구의
목적 및 내용</td><td colspan="5">1. 연구 목적
2인승 경량항공기(LSA) 설계·제작·시험·인증 핵심기술을 개발하여 수입대체 및 국내 항공레저를 육성하고 해외수출기반을 조성

2. 연구 내용
▶ 1세부과제 : 경항공기 개발
▣ 체계종합 : 요구도 관리, 위험도 관리, 설계 검토, 형상관리, 개발문서관리, 중량평형관리
▣ 설계/해석 : 형상설계, 구조설계, 계통설계, 체계해석, 풍동시험
▣ 제작 : 부품 제작, 조립, 비행시제기 1/2호기 제작
▣ 품질보증 : AS 9100 품질시스템 구축, 구매품 검사, 치공구 검사
▣ 시험평가 : 구조시험, 계통 적합성 입증시험, 지상시험, 비행시험
▣ 인증 : 경량항공기 안전성 인증 획득

▶ 2세부과제 : 항공전자 및 계기시스템 개발
▣ VLA 항공전자 및 계기시스템 개발 : 항전장비 구성품 선정, 엔진/비행/통신/전기 계통 개발방안 연구, 항공전자/전기시스템 구성
▣ LSA용 MFD 개발 : MFD H/W 설계/제작/시험, MFD S/W 개발, LCD모듈 설계, 항공내비게이션 S/W 개발
▣ 점검장비 개발 : 점검장비 H/W 설계/제작/시험, 점검장비 S/W 개발</td></tr>
<tr><td>연구개발성과</td><td colspan="5">▶ 공공적 성과 : 설계기준, 시방서, 지침에 반영 7건
▶ 기술적 성과 :
▣ 지식재산권 : 특허 등록 2건, 소프트웨어 등록 3건
▣ 시제품 제작 : 6건
▶ 학술적 성과 : 국내외 학술지 게재 5건, 국내외 학술회의 발표 37건
▶ 기타 성과 : 현장시험 및 검증 8건, 인력양성 41명, 고용창출 32명, 전시회 참가 9회, 언론 홍보 18회, 학술대회 논문 발표 4회(발표논문 23건)</td></tr>
<tr><td>연구개발성과의
활용계획
(기대효과)</td><td colspan="5">▶ 스포츠급 경항공기 상용화로 수입대체 및 해외수출기반 조성
▶ LSA 항공기 개발에서 축적된 기술로 파생기종(3인승기, 무인기, 수상기 등) 개발 가능
▶ 경항공기 설계, 시험/인증 기술, 시험평가/생산 설비 등 인프라 구축
▶ 민수 항공기 양산 및 수출을 통한 경쟁력 강화 및 국가위상 제고
▶ 확보기술을 바탕으로 제품의 양산체제 기반 구축
▶ 개발단계 기술자료 DB의 항공관련 산학기관 활용
▶ 향후 KAS-VLA 형식증명 및 제작증명 획득 추진</td></tr>
<tr><td>핵심어
(5개 이내)</td><td>2인승</td><td>경량항공기</td><td>복합재</td><td>안전성 인증</td><td>통합
항공전자장비
시스템</td></tr>
</table>

〈 SUMMARY 〉

Purpose & Contents	1.Research Purpose Develops domestic air leisure and makes the basis for export abroad by developing the core technology for the design, manufacture, testing and certification of two-seater lightweight aircraft (LSA). 2.Research Contents ▶ Research Task 1 : Light aircraft development ▣ System integration : Requirement/Risk management, Design review, Configuration management, Dev. document management, W&B management ▣ Design/Analysis : Configuration Design, Structure Design, System Design, System analysis, Wind Tunnel test ▣ Manufacture : Part manufacture, Assembly, Manufacture of prototype no. 1/2 ▣ Quality guarantee : Establishment of AS 9100 Quality System, inspection of purchases, inspection of tools ▣ Test and Evaluation : Structure Test, System Suitability test, Ground Test, Flight Test ▣ Certification : Acquirement of lightweight aircraft stability certification ▶ Research Task 2 : Developing Aeronautical electronic system and instrument system ▣ Development of VLA Aeronautical electronic system and instrument system : Selecting the avionics Equipment Component, A Study on the Development of Engine / Flight / Communication / Electric System, Air Electronics System Configuration ▣ MFD for LSA Development : MFD H/W Design/Manufacture/Test, Development of MFD S/W, Design LCD Module, Development Aerial navigation S/W ▣ Development of Inspection Equipment : Inspection Equipment H/W Design/Manufacture/Test, Development of Inspection Equipment S/W
Results	▶ Public results : 7 cases reflected in design standards, specifications and guidelines ▶ Technical results : ▣ Intellectual property Right : 2 cases of registration of a license, 3 cases of registration of Soft Ware ▣ Prototype : 6 cases ▶ Academic results : 5 publications of journals at domestic and abroad, 37 presentations of conferences at domestic and abroad ▶ Other results : 8 field trials and verifications, 41 graduates, 32 employed, 9 exhibitors ; 18 media appearances ; 4 presentations of academic papers (23 presentation papers)
Expected Contribution	▶ Replacing imports and creating an export base by commercial use of sports-class air transport ▶ LSA development technology enables other technologies (3-member, unmanned, seaplane, etc.) ▶ Construction of infrastructure, such as aeronautics, testing and certification technologies, testing and evaluation and production facilities ▶ Improving competitiveness and national status by exporting and producing general aircraft ▶ Construction of a technology base for the mass production ▶ Utilization in aviation education and industry of development phase technical data databases ▶ Driving forward KAS- VLA certification and production proof

Keywords	Two seater	lightweight aircraft	Composite Materials	Reliability certification	Integrated aviation electrical equipment system

〈 CONTENTS 〉

1. Overview of research and development ·····9
2. Status of technology development in domestic and overseas ·····19
3. Research contents and achievements ·····24
   A. Research task 1 ·····24
   B. Research task 2 ·····213
   C. Main research institute ·····284
4. Goal archievement & related field contribution ·····303
   A. Research task 1 ·····303
   B. Research task 2 ·····307
5. Use planning of research results ·····312
   A. Research task 1 ·····313
   B. Research task 2 ·····326
6. Overseas scientific technology information by research process ·····332
7. Security class of research development performance ·····333
8. Research facilities and equipment registered in NTIS ·····334
9. Safety measures taken during research ·····335
10. A typical performance of research ·····337
11. Other matters ·····338
12. Reference ·····347

〈 목 차 〉

1. 연구개발과제의 개요 ····· 9
2. 국내외 기술 개발 현황 ····· 19
3. 연구 수행 내용 및 성과 ····· 24
   A. 1 세부과제 ····· 24
   B. 2 세부과제 ····· 213
   C. 연구단 ····· 284
4. 목표 달성도 및 관련 분야 기여도 ····· 303
   A. 1 세부과제 ····· 303
   B. 2 세부과제 ····· 307
5. 연구개발성과의 활용 계획 ····· 312
   A. 1 세부과제 ····· 313
   B. 2 세부과제 ····· 326
6. 연구 과정에서 수집한 해외 과학기술 정보 ····· 332
7. 연구개발성과의 보안등급 ····· 333
8. 국가과학기술종합정보시스템에 등록한 연구시설 · 장비 현황 ····· 334
9. 연구개발과제 수행에 따른 연구실 등의 안전 조치 이행 실적 ····· 335
10. 연구개발과제의 대표적 연구 실적 ····· 337
11. 기타 사항 ····· 338
12. 참고 문헌 ····· 347

제1장. 연구개발과제의 개요

1. 연구개발 목적

연구개발 최종 목표
□ 항공을 이용한 레저 활동의 고급화·활성화 도모를 위하여 2인승 경항공기 개발 및 안전성 확보를 위한 국내 인증획득 □ 2인승 경항공기 적용을 위한 통합형 첨단 조종석 시스템(전기식 비행계기 시스템, 엔진 모니터링 시스템 및 항법시스템의 통합 등) 개발 □ 2인승 경항공기 및 개발부품의 안전 및 신뢰성 확보를 위한 시험평가 기술개발

2. 연구개발의 필요성

▶ 전 세계적으로 항공레저 스포츠의 급속적인 활성화 추세

- 미국은 2004년 LSA(Light Sport Aircraft)급에 관련된 법규를 제정하여 미국 국민의 비행에 대한 욕구 충족 및 항공 산업 확대를 지원하고 있고, 현재 운용중인 소형항공기는 23만대를 상회하고 있으며, 향후 레저용 경항공기 급 세계 시장은 급속도로 확대될 것으로 예상됨
- 국내에서도 항공레저스포츠에 대한 국민적 관심과 욕구가 확대되고 있으며, 2005년 십여대에 불과했던 경항공기는 2010년 48대, 2015에는 등록대수만 210여대가 넘을 정도로 빠르게 증가하고 있음

▶ 국내외 경항공기 분야의 안전을 위한 제도적 노력으로 성장의 토대 마련

- 미국과 유럽의 경우 경항공기 관련 제도 신설 및 지원을 통해 자국민의 항공 대중화 및 안전에 대하여 시스템적으로 지원하고 있음
- 우리나라 항공레저분야는 질적, 양적으로 크게 성장 발전하였으나 운항과정에서 크고 작은 형태의 사고가 지속적으로 발생하고 있음
- 항공레저스포츠가 첨단화 및 활성화 되어감에 따라 다양한 레저용 항공기술의 발전과 비행 안전성을 증대시키기 위하여, 항공법 개정을 통해 기존 초경량비행장치 보다 무게와 비행성능 등을 향상시킨 최대이륙중량 750kg이하의 “경항공기”제도를 신설함

▶ 개발 인프라 측면에서 취약한 기술 분야를 식별하여 확보하는 동시에 인증 시스템 인프라를 위한 체계적인 접근과 경항공기 사업 분야의 성장을 도모하는 토대 마련이 필요

- 항공사고는 전손성(全損性) 특성으로 인해 인명 및 재산상의 피해규모가 막대하며, 특히 외국에서의 국적기 항공사고는 국가 이미지 및 신인도 하락을 유발

- 우리나라의 경우 2001년 FAA부터 항공안전 2등급 판정을 받아 1등급으로 회복하는데 엄청난 사회적 비용을 부담한 바 있어, 국가 신임도를 유지하기 위해서는 항공안전 수준을 꾸준히 향상시킬 필요성이 대두
- 국내 항공 산업은 세계항공시장에서 차지하고 있는 국제적 위상과 지위(세계8위)에 비해 항공기 안전성 인증 분야에 대한 국가의 종합적 R&D 투자는 매우 미약 하여, 안정성 입증 인증체계에 대한 국가적인 관심과 투자가 시급한 실정
- 경항공기 안정성 입증 체계를 국제수준으로 견인하기 위하여 완제기 수준의 항공안전협정체결을 이룩해 경항공기 분야의 성장 및 수출이 가능한 토대 마련 필요
- 경항공기 개발에는 단위계를 통일하여 관리하기 위해 SI 단위계 (International System of Unit)를 CATIA, 기술자료, 개발문서 등 모든 문서에 적용한다. 다른 단위계로 변환하여 사용할 경우 괄호로 병기하며, 단위계별 환산은 항공업무 측정 단위규정 (항공안전본부 고시 제 2005 - 12호)을 따름
- 중소기업에게는 항공 산업의 고유 특성이라 할 수 있는 장주기 투자회수 기간, 대규모 운전 자금, 높은 시장 진입 장벽 등이 큰 부담으로 작용하며, 따라서 기술 측면에서의 국산화뿐만 아니라 마케팅 및 금융 측면에서의 인프라 구축도 시급하다 할 수 있음
- 스포츠 급 경항공기 사업화 전략 개발은 동 개발 프로젝트의 사업성을 조기에 안정적으로 확보하기 위해 국내외 수요 개발 전략, 시장진입 전략, 사업화 인프라 구축 전략을 수립하는 것임

▶ 항공전자시스템의 디지털화 및 전자장비의 중요성 증대에 따른 선대처 필요

- 현재 항공기들은 기체 구조 및 비행 조종 등의 기술은 거의 변화가 없지만 항공전자장치들은 아날로그 계기에서 디지털 시현 장치로 변하고 있는 추세이며 이로 인한 항공전자장치 시장의 규모가 증대 되고 있음
- 또한 항공전자시스템은 전자 기술과 컴퓨터 기술의 발전에 따라 성능, 신뢰성, 프로그램 작성 용이성, 성장성 및 소형화를 추구해 가고 있으며, 구세대 항공전자 장비들의 체계통합화가 이루어지고 있음
- 국외에는 항공전자장치의 개발이 활발히 이루어지고 있으며 최근 항공기에서 항공통신, 항법지원, 비행관리, 항공계기, 기록장치 등 항공전자장치들은 전체 가격의 약 30% 이상의 비중을 차지하고 있고 현재진행형으로 항공전자분야의 비중은 점차 증대하고 있음
- 현재 항공전자장치 시장의 대부분이 국외 항공전자장치를 사용하고 있는 시점에서 국내의 뛰어난 IT기술을 이용하여 국내의 항공전자장치를 개발하여 세계시장에서의 경쟁력을 확보할 필요성이 있음

3. 연구개발 범위

▶ 1세부과제

연차	연구목표	주요 연구내용
1차년도	▪ 체계종합	▪ System Engineering Management ▪ 비용 분석 ▪ 중량분석 및 관리 ▪ 요구도 관리 계획 ▪ 위험도 관리 계획 ▪ 체계규격서/부체계규격서 초안 작성 ▪ 기체구조용 재료/공정규격서 초안 작성 ▪ System Safety Program Plan 초안 작성
	▪ 형상설계 ▪ 개념설계	▪ 항공기 외형형상(V02,V03,V04) CAD 모델 및 3면도 ▪ 요구도 분석결과(고객요구도, 인증요구도) 반영 ▪ 구조 개념설계 ▪ 계통 개념설계 ▪ 항공전자장비(계기 및 통신장비, 전원계통) ▪ 플로트 개념설계 ▪ 항공기 체계해석(형상크기, 공력해석, 성능해석, 추진해석, 중량해석,임무해석, 조종및안정성 해석)
	▪ 복합재 제조공정 검토 ▪ 복합재 자재선정	▪ OOA Prepreg 및 Oven 공법 적용 ▪ 원자재 업체선정(1차 최종안) ▪ A-Gate 등재된 물성치 데이터 확보
	▪ 풍동시험	▪ 내장형 밸런스 설계 및 제작 ▪ V02 형상의 1차 풍동모델(20%축소율) 제작 ▪ V02형상에 대한 1차 풍동실험 ▪ V03형상에 대한 2차 풍동실험
	▪ 인증	▪ CCL 초안 작성 ▪ 형식인증계획서 작성 ▪ 형식인증 신청
2차년도	▪ 형상 설계 및 시스템 해석	▪ 공력해석(전산유체해석 등) 및 성능/안정성 해석(성능 및 조종성/안정성 해석 등) ▪ 구조해석(중량해석, 플러터해석, 하중해석, 손상허용해석, 물성치확보 시험 등)
	▪ 기본설계	▪ 구조 기본설계 ▪ 계통 기본설계 ▪ 체계 SI 기본설계 ▪ 기본설계 기술문서(TDP+해당 단계 도면)
	▪ 인증획득을 위한 기술 확보	▪ CCL에 따른 인증방안 수립(means of compliance, MOC) ▪ MOC 항목별 인증절차 수립 및 결과 데이터 산출 ▪ 형식인증획득을 위한 제반 절차 및 관련 서류 일체 수립 ▪ 항공기 운용 및 유지를 위한Document 개발 ▪ 공동/위탁연구기관 형식인증 지원
	▪ 풍동시험	▪ 풍동모델 제작 ▪ V05 기본공력 측정실험 (조종면효과)
	▪ 상세설계	▪ 상세설계(내부배치설계, 성능해석, 형상 확정, 형상관리 등) 수행 ▪ 상세설계 단계 구조해석 (동체/날개/꼬리날개 구성품 또는 부품 등) ▪ 구조 설계(동체, 날개, 꼬리날개 등) ▪ 세부계통 설계 및 해석

연차	연구목표	주요 연구내용
		▪ 동체내부 배치설계 ▪ 비행조종계통 설계 ▪ 전기 및 배선 설계 ▪ 연료계통 ▪ 착륙 및 제동장치 설계 ▪ 엔진마운트 설계 ▪ 동체내장재 설계
	▪ 경항공기 전용 장비 구축	▪ 복합재 성형장비 구축 (날개, 동체 제작용) ▪ 복합재 성형 준비 장비 구축
	▪ 제작/검사 규격 기술	▪ 복합재 구조 공정규격서 개발/보완 ▪ 복합재 구조 재료규격서 개발/보완 ▪ 복합재 구조 검사규격서 개발/보완 ▪ 금속재 공정/재료/검사 등 관련 규격 초안 작성/수정/보완
	▪ 복합재 시험	▪ 복합재 자재/공정 선정 및 보완 ▪ 복합재 패널/시편제작 ▪ 복합재입증계획서 수정/보완/개발
	▪ 기체부품용 치구 설계	▪ 양산, 생산성을 고려한 치구 설계 ▪ 마스터 설계 ▪ 적층 몰드 설계
	▪ 시험평가	▪ 지상시험 계획 ▪ 비행시험 계획 ▪ 시험평가 방안 연구/조사
	▪ 사업화 전략 개발: 국내외 마케팅 전략 수립	▪ 해당기관 업무 불이행(협약 해약)
3차년도	▪ 인증획득을 위한 기술 확보	▪ MOC 항목별 인증절차 수립 ▪ 인증시험(지상시험) 절차 및 계획 수립 ▪ 형식인증 획득을 위한 제반절차 및 관련서류 작성 ▪ 항공기 운용 및 유지를 위한 Document 개발 ▪ 공동/위탁연구기관 형식인증 지원
	▪ 상세설계	▪ 상세설계(내부배치설계,성능해석,형상확정,형상관리 등) ▪ 상세설계단계 구조해석 ▪ (동체/날개/꼬리날개 구성품 또는 부품 등) ▪ 구조설계(동체, 날개, 꼬리날개 등) ▪ 세부계통 설계 및 해석 ▪ 동체내부 배치설계 ▪ 비행조종계통 설계 ▪ 전기 및 배선 설계 ▪ 연료계통 ▪ 착륙 및 제동장치 설계 ▪ 엔진마운트 설계 ▪ 동체내장재 설계 ▪ 상세설계 단계 도면
	▪ 제작/검사규격기술	▪ 복합재구조 공정규격서 개발/보완 ▪ 복합재구조 재료규격서 개발/보완 ▪ 복합재구조 검사규격서 개발/보완 ▪ 금속재공정/재료/검사 등 관련규격 초안 작성/수정/보완
	▪ 복합재 시험	▪ 복합재 자재/공정 선정 및 보완 ▪ 복합재패널/시편제작 ▪ 복합재 입증계획서 수정/보완/개발 ▪ 동등성/라미네이트/엘리먼트시험 시험계획 수립

연차	연구목표		주요 연구내용
	▪ 설계개선/형상관리		▪ 상세설계 개선 ▪ 개선부품 치구수정/보완/재제작
	▪ 기체부품용 치구 설계		▪ 양산,생산성을 고려한 치구설계 ▪ 마스터 설계 ▪ 적층 몰드 설계 ▪ 절단용 치구 설계 ▪ CoreTrim Template 설계 ▪ Drill Jig 설계
	▪ 기체부품용 치구 제작		▪ 마스터제작(날개/동체/꼬리날개) ▪ 적층 몰드 제작 ▪ 절단용 치구 제작 ▪ CoreTrim Template 제작 ▪ Drill Jig 제작
	▪ 기체조립용 치구 설계		▪ 기체 조립용 치구 설계
	▪ 기체조립용 치구 제작		▪ 기체 조립용 치구 제작
4차년도	개발 관리	▪ 일정/예산/성과 관리	▪ 일정/예산/성과물관리 보고서
		▪ PDM 도입 및 운영	▪ PDM 설치 ▪ PDM 운영 보고서
		▪ 대외협력	▪ 대정부/ 대외활동 보고서
	체계 종합	▪ 개발요구도관리	▪ 개발요구도 ▪ 체계규격서
		▪ 형상설계	▪ 형상설계 결과보고서
		▪ 형상관리	▪ 형상관리 계획서
		▪ 중량 및 평형관리	▪ 중량관리 계획서 ▪ 중량관리 보고서
		▪ 위험도 관리	▪ 위험도관리 계획서 ▪ 위험도관리 활동
		▪ 체계안정성평가	▪ 체계안정성평가 결과보고서
		▪ 설계종합	▪ BOM 문서생성/관리 ▪ WBS 문서생성/관리 ▪ CAD Data 종합/관리 ▪ 항공기운용 및 유지를 위한 개발서류 작성 ▪ 계속 감항성 유지에 수반되는 Document 생성
		▪ 양산가격 추정	▪ 양산가격 추정서 작성
	항공기 설계	▪ 체계해석	▪ 공력/하중/조종안정성 해석 ▪ 기술지원
		▪ 설계검토 및 보완	▪ 1~3차년도 설계검토(FD) ▪ 상세설계 개선 ▪ CDR 후속조치
		▪ 구조설계	▪ 3D 모델 및 도면
		▪ 계통설계	▪ 3D 모델 및 도면
		▪ 플러터해석	▪ 플러터 해석보고서
		▪ CDR	▪ 상세설계보고서
	치구 설계	▪ 복합재 치공구 설계	▪ 3D모델 및 치공구 도면 ▪ 치구 수정 및 보완
	제작 기준	▪ 재료 및 공정규격서	▪ 재료규격서 ▪ 공정규격서

연차	연구목표		주요 연구내용
		▪ 부품제작 기준서	▪ 부품제작 기준서 ▪ 작업지시서
	치구 제작	▪ 복합재 치공구 제작	▪ 복합재 치공구(현물) ▪ 치구 수정 및 보완
	항공기 제작	▪ 비행시제 1호기 제작	▪ 비행시제1호기(현물) ▪ 꼬리날개 제작 ▪ 날개 제작 ▪ 동체 제작 ▪ 엔진마운트 제작 ▪ 착륙장치 제작 ▪ 각종 단품 제작 ▪ 동체/날개/꼬리날개/착륙장치 최종조립 ▪ 조종계통 장착 및 검사 ▪ 비행계기 및 통신장비 장착 ▪ 엔진 및 낙하산 장착 ▪ 연료계통 장착 ▪ 착륙장치 장착 ▪ 제동장치 장착 ▪ 도장 작업 ▪ 전제 시스템 검사 ▪ 비행시제 1호기 R/O
		▪ 비행시제 2호기 제작	▪ 비행시제2호기(현물) ▪ 꼬리날개 제작 ▪ 날개 제작 ▪ 동체 제작 ▪ 엔진마운트 제작 ▪ 착륙장치 제작 ▪ 각종 단품 제작 ▪ 동체/날개/꼬리날개/착륙장치 최종조립 ▪ 조종계통 장착 및 검사 ▪ 비행계기 및 통신장비 장착 ▪ 엔진 및 낙하산 장착 ▪ 연료계통 장착 ▪ 착륙장치 장착 ▪ 제동장치 장착 ▪ 도장 작업 ▪ 전제 시스템 검사 ▪ 비행시제 2호기 R/O
		▪ 구조시험용 기체제작	▪ 구조시험기체(현물) ▪ 꼬리날개 제작 ▪ 날개 제작 ▪ 동체 제작 ▪ 착륙장치 제작 ▪ 각종 단품 제작 ▪ 동체/날개/꼬리날개조립 ▪ 착륙장치 조립
	품질보증/검사	▪ 품질보증 계획	▪ 품질보증 계획서
		▪ 품질보증 활동	▪ 내부/협력업체 심사결과 보고서
	풍동시험	▪ 풍동시험 모델제작	▪ 풍동시험 모델(현물)
		▪ 풍동시험 보고서	▪ 풍동시험 결과보고서

연차	연구목표		주요 연구내용
	구조 시험	▪ 구조정하중 시험	▪ 정하중 시험계획 및 시험시설 확보 ▪ 정하중 시험 ▪ 구조 기체정하중 시험결과보고서
		▪ 지상진동(GVT)시험	▪ 지상진동시험 결과보고서
	계통 시험	▪ 착륙장치 충격시험	▪ 착륙장치 Drop Test 용 치구제작 ▪ 착륙장치 충격시험 ▪ 착륙장치 충격시험결과 보고서
		▪ 전자기적합성(EMC) 시험	▪ EMC 시험결과보고서
		▪ 조종사/항공기 적합성 (PVI)시험	▪ PVI 시험결과보고서
		▪ 계통 기능시험	▪ 계통별 시험결과 보고서 ▪ 추진계통 ▪ 조종계통 ▪ 연료계통 ▪ 전기/전자 계통 ▪ 착륙장치계통 ▪ 비상계통
	비행 시험	▪ 비행시험계획	▪ 비행시험계획서 ▪ 비행시험 인프라 구축 ▪ 시험비행조종사 자격 교육 훈련 ▪ 비행매뉴얼 작성 ▪ 정비매뉴얼 작성
		▪ 비행시험용 탑재장비	▪ 비행시험용 탑재장비(현물)
		▪ 비행시험	▪ FFRR (초도 비행전 준비상태 점검) ▪ 계기보정 및 측정시험 ▪ 성능비행시험 ▪ 조종 및 안정성 시험 ▪ 개발 비행시험 결과보고서 ▪ 인증비행시험
	인증 계획	▪ 인증계획	▪ 인증계획서
		▪ 경량항공기 안전성 인증	▪ 안전성 인증 획득
	인증 활동	▪ CCL(Compliance Check List)작성	▪ CCL작성 및 보완
		▪ 합치성검사	▪ 합치성 검사계획서 ▪ 합치성 검사보고서
	제품 홍보	▪ 전시회 참가	▪ 제품 홍보 및 항공기 전시회 참가 ▪ 서울 Airshow 참가 ▪ 사천 엑스포 참가

▶ 2세부과제

연차	연구목표	주요 연구내용
1차년도	요구도 분석/개념 및 기본설계	**ㅇ LSA용 MFD 개발** (퍼스텍(주)) - 시장분석/경쟁기종 분석/목표성능 설정/요구도 설정 (코츠테크놀로지(주)) - LCD모듈 주요 기능 및 주요 패널 특성 분석 - LCD모듈 구조분석 보고서 작성 - LCD모듈 광학 분석보고서 작성 - LCD모듈 기본 구성품 배치, 개념설계 - LCD모듈 외형 확정 ((주)플러스빅) - 전자지도 요구도 설정/GIS 기본설계 **ㅇ 경항공기 항공전자 및 계기시스템 개발** (퍼스텍(주)) - 경쟁기종 분석/목표성능 설정/항공법규 및 인증 기술기준 분석/분석용 계기구매 **ㅇ 점검장비 개발** (코츠테크놀로지(주)) - 점검대상 계기류의 주요 특성 분석 - 점검장비요구도분석 보고서(초안) 작성
2차년도	기본 및 상세설계	**ㅇ LSA용 MFD 개발** (퍼스텍(주)) - 체계개발/시험평가 계획수립/소프트웨어 검증 방안 수립/인증계획수립 - 기본 및 상세설계/제작용 치구설계 - S/W 기본 및 상세설계(EFIS/EMS) (코츠테크놀로지(주)) - LCD모듈 상세설계 - LCD모듈 시제품 제작 및 시험 - LCD모듈 완제품 제작 및 시험 - 시험절차서, 성적서 작성 ((주)맵퍼스) - 항법지도 사양정의 및 상세설계 - Pilot타입 항법지도 DB 제작 - 항법SW 기능 설계/구현(알파버전 개발) - 항법SW 시험 평가 (한서대학교) - 항공기 센서데이터 통신방식별 비교분석 - 항공기 센서 특성 분석 - 항공기 센서 선정

연차	연구목표	주요 연구내용
		- 센서와 주제어기간 인터페이스 회로 설계 및 시뮬레이션을 통한 검증 **ㅇ 경항공기 항공전자 및 계기시스템 개발** (퍼스텍(주)) - 전기장치 구성품 기본 및 상세설계/제작용 치구 설계 - 구성품 구매 및 인터페이스, 장착설계 - 와이어 하네스 경로 및 장착설계 - VLA 항공기용 구성품 선정 **ㅇ 점검장비 개발** (코츠테크놀로지(주)) - 계기류 점검 방안 구상 - 점검장비 요구도분석 보고서 완성 - 점검장비 개념설계
3차년도	시제품 제작/수정보완 시험평가	**ㅇ LSA용 MFD 개발** (퍼스텍(주)) - 시제품 제작 ((주)맵퍼스) - 항법지도 상세설계 - 항법 S/W 설계보완 (한서대학교) - 항공기용 다기능 시현기 성능기준 분석 - 정보전시를 위한 시현기 전시정보 분석 - 전시정보의 판독성 비교분석 **ㅇ 경항공기 항공전자 및 계기시스템 개발** (퍼스텍(주)) - 시제품 제작 **ㅇ 점검장비 개발** (코츠테크놀로지(주)) - 점검장비 제작을 위한 도면 작성 - 점검장비 점검 S/W 설계 - BOM 작성하여 부품 발주
4차년도	시험평가 매뉴얼 작성	**ㅇ LSA용 MFD 개발** (퍼스텍(주)) - 시제품 환경, 성능시험/수정보완 - 통합 시험 - 지상시험 및 비행시험 - 시험 절차서 및 성적서 작성 - 지상 및 비행시험 - LSA급 항공기에 개발된 MFD를 장착하여 교통안전공단 비행안전성 인증 획득

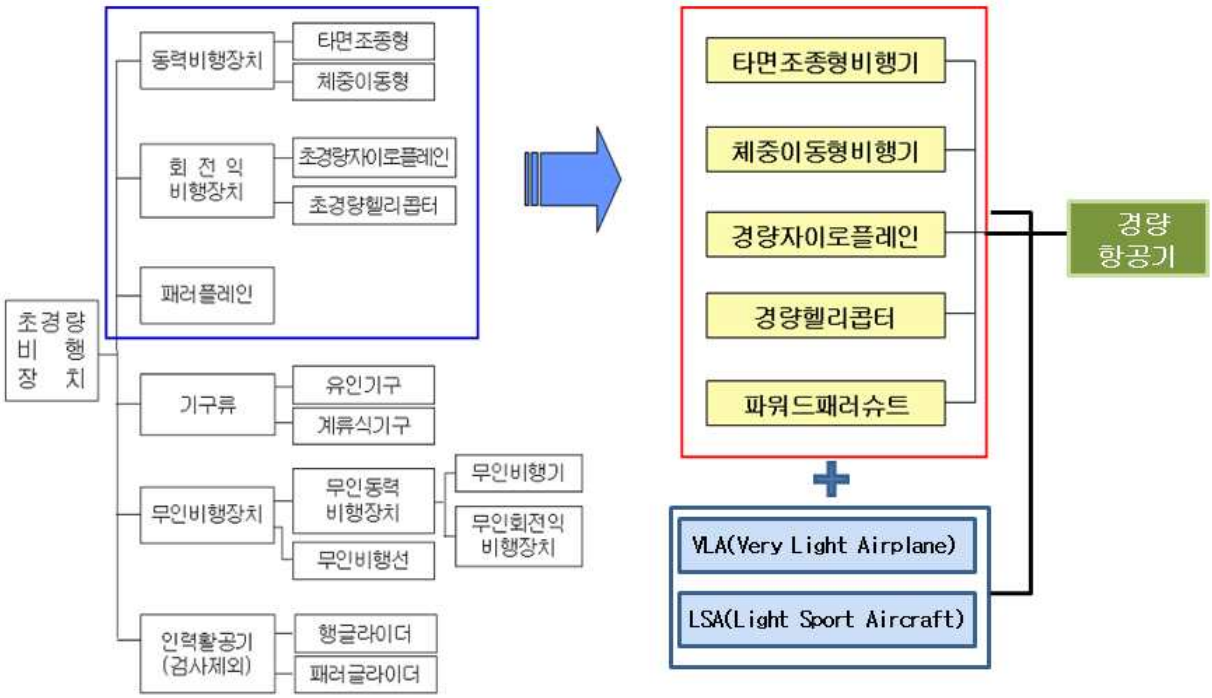
연차	연구목표	주요 연구내용
		- 보고서 작성 (코츠테크놀로지(주)) - 시현장치 장착 통합시험(계속) - 절차서, 성적서 작성(계속) - LCD모듈 매뉴얼 작성 ((주)맵퍼스) - 항법지도 상세설계 보완 및 전국 DB 제작 - 항법 S/W 설계보완 및 구현(베타버전 개발) - H/W 연동 UI 기능 구현 - 항법시스템 지상 및 비행시험 - 항법지도 전국 DB 보완 및 유지보수 - 항법 S/W 안정화 및 상용화 - H/W 연동 UI 기능 보완 및 고도화 - 항법시스템 비행시험 및 지원 - 매뉴얼 제작 (한서대학교) - 항공기용 다기능 시현기 성능기준 분석 - 정보전시를 위한 시현기 전시정보 분석 - 전시정보의 판독성 비교분석 - EFIS, EMS, GIS 소프트웨어 검증 - 소프트웨어 검증 프로세스 확립 **ㅇ 경항공기 항공전자 및 계기시스템 개발** (퍼스텍(주)) - 시제품 제작 및 환경, 성능시험/수정보완 - 장착 및 비행시험 지원 - 지상 및 비행시험 지원 - 보고서 작성 지원 **ㅇ 점검장비 개발** (코츠테크놀로지(주)) - BOM 작성하여 부품 발주 - 점검장비 조립 - 점검 S/W 시험 - 지상시험 장비와 연계 시험 - 점검 S/W 보완 및 시험 성적서 작성 - 점검장비 소프트웨어 등록

제2장. 국내외 기술 개발 현황

1. 국내 기술 및 산업 동향

▶ 경량항공기는 항공법 제 3조에 따라 국토교통부장관(항공기술과)에 등록하여야 하고, 2016년 기준 210여대가 경량항공기로 등록되어있으며 경항공기제도 도입 및 이착륙장 등의 비행 인프라가 확충된다면 국내 소요는 더 확대될 전망임

▶ 이와 같이 우리나라 항공레저분야는 질적, 양적으로 크게 성장, 발전하였으나 운항과정에서 크고 작은 형태의 사고가 지속적으로 발생하고 있어, 초경량비행장치 안전성 강화를 위하여 초경량비행장치의 상위 등급인 경항공기 등급을 신설, 안전성을 강화하기위한 항공법령 개정 작업이 이루어짐



항공법 개정에 의한 경항공기 분류

▶ 경항공기 제도 도입의 주요 목적은 항공안전성확보를 통하여 국민의 생명과 재산을 보호하고 국민의 창의적인 항공기개발 의욕, 발명의식 고취 및 침체된 국내 항공 산업기술을 촉진하는 것이므로 이에 적합하게 제한된 관련규정들을 국제적으로나 현실적으로 적합하게 개정하여 증가하는 항공레저스포츠를 즐기려는 국민들의 욕구를 충족하여야 함

▶ 항공레저스포츠를 활성화하고 이용자의 안전 확보를 위해 도입된 경량항공기 제도가 3년간의 유예기간을 거쳐 2012년 9월 10일부터 본격 시행됨에 따라 국토교통부장관은 자체중량이 115킬로그램을 초과하거나, 2인승 초경량 비행장치는 경량항공기로 전환 등록 후 안전성인증 검사를 받아야만 비행할 수 있음

▶ 그러나 상당수에 이르는 초경량비행장치가 전환 등록 후에도 기체구조 및 엔진성능 상의 문제 등으로 안전성인증을 받기 어려울 것으로 판단하고 있으며, 이러한 문제점을 해결하기 위하여 국토해양부는 경량항공기 안전성인증의 종류를 4가지로 구분하여 제한된 범위 내에서 비행이 가능하도록 제도개선을 추진 중

▶ 한편 국토해양부는 '12.9월 경량항공기 제도 시행 이후에는 미 전환된 경량항공기에 대한 불법 비행 및 안전규정 준수 여부에 대한 현장 지도감독을 실시하여 경량항공기의 안전성을 확보하고 있음

▶ 아울러 국토해양부는 경량항공기를 이용하려는 사람은 최소한의 안전성을 보장받을 수 있도록 탑승하려는 경량항공기가 안전성인증을 받았는지 확인한 후 탑승할 것을 당부함



경항공기 종류별 형상

▶ 2013년말 기준 레저용 항공기의 조종자격증 소지자는 약 2,000 여명이고 매년 130여명의 조종사가 배출되고 동호회원이 약2만여명 있음. 경량항공기 이·착륙장은 전국에 29개소가 운용중이고 비행노선도 확보가 된 상태이므로 앞으로 항공레저스포츠에 대한 관심이 더욱 증대되고 현재 경항공기를 소유하지 않은 자가용조종사 면허소지자를 경항공기 잠재적 수요자로 감안한다면 향후 국내 시장규모는 약 2,000억 원 이상이 될 것으로 예상하고 있음

▶ 우리나라 항공산업은 지속적으로 발전하여 초음속기를 만들 수 있는 단계에 까지 이르렀으나, 민간 부분에서는 2013년 국토교통부의 항공선진화 사업의 일환으로 추진된 4인승기(KC-100) 소형항공기가 최초로 형식증명을 획득하고, 미국과의 항공기상호안전협정(Bilateral Aviation Safety Agreement, BASA)을 체결함

▶ 우리나라 항공 산업은 지속적으로 발전하여 초음속기를 만들 수 있는 단계에 까지 이르

렀으나, 이는 형식증명을 득하지 않은 군수용으로 활용되고 있는 상태이며, 민간용으로 사용되는 항공기에 대한 안전성을 입증하는 형식증명을 받은 항공기를 만들 수 있는 단계까지 도달하지 못한 상태임

▶ 이에 국내에는 경항공기 개발에 필요한 인력, 기술, 시험평가, 생산의 인프라가 충분히 구축되어 있으며, 정부출연연구소를 중심으로 항공기 개발에 필수적인 공력, 구조, 추진기관, 세부계통 분야의 시험평가 설비가 구축되어 국내 비행체 개발을 지원하고 있으나 주로 대기업에 편중되어 있기에 효율적이고 경제적인 공용활용을 위해서는 정부기관의 지도/유도/활동 등이 필요함

▶ 지금까지 국내기술로 제작되었던 경항공기는 5개 기종에 총 39대임
- 까치 : 7대(동인산업, 타면조종형, 제작중단)
- Comet : 3대(한국경비행기, 타면조종형, 제작중단)
- Cosmos : 3대(동양정밀, 체중이동형, 제작중단)
- Angel fish : 22대(예모항공, 타면조종형, 제작중단)
- 담비 : 4대 (동해기계항공, 초경량자이로플레인)

▶ 지금까지 국내기술로 제작되었던 경항공기는 5개 기종 중 4개 기종이 제작 중단되었음. 그 이유는 지금처럼 항공레저스포츠가 활성화되지 않아 수요가 많지 않았으며, 비행장치이·착륙장 등 기반시설이 미흡했기 때문으로 판단됨

▶ 특히 경항공기가 중소기업형 산업이라는 측면을 고려하면 관련 기술이나 산업기반은 매우 취약하다고 볼 수 있음.

▶ 그러나 현재는 레저스포츠에 대한 국민적 관심과 욕구가 확대되고 있고, 이착륙장 및 비행노선 등 인프라 확보로 국내 시장규모가 확대되었고, 소형항공기 기술력을 바탕으로 경항공기 개발 타당성이 증대되고 있음

▶ 이에 국내에는 경항공기 개발에 필요한 인력, 기술, 시험평가, 생산의 인프라가 충분히 구축되어 있으며, 정부출연연구소를 중심으로 항공기 개발에 필수적인 공력, 구조, 추진기관, 세부계통 분야의 시험평가 설비가 구축되어 국내 비행체 개발을 지원하고 있으나 주로 대기업에 편중되어 있기에 효율적이고 경제적인 공용 활용을 위해 정부기관의 지도/유도/활동 등이 필요함

▶ 정부출연연구소, 생산 전문 업체, 부품소재업체가 유기적인 협력 체계를 구축하고, 구축된 인프라를 효율적/경제적으로 활용하며 정부 인증당국의 가속화되고 효율적인 인증업무 추진이 적용된다면 경항공기 개발은 경쟁력을 확보할 수 있음

▶ 우리나라의 항공기 개발을 위한 풍동 실험은 주로 항공우주연구원과 국방과학연구소에서 이루어지고 있으나, KT-1 및 T-50 등의 개발 시에는 외국의 풍동 실험실을 주로 이용하여 왔다. 현재는 국내 기관의 풍동시설이 정상적으로 운용되고 있으며 그간의 경험이 축

적되어 국내에서도 거의 모든 실험이 가능하고 KC-100 인증기 개발 실험도 국내에서 이루어진 바 있다. 외국의 풍동 실험 기술을 이용하면 국내 기술 축적이 이루어지지 않으며 많은 외화가 유출될 수 있으므로 지양하는 편이 좋다고 판단한다. 국내에서도 항공기 개발의 경험이 있고 풍동 실험의 경험이 축적되어 있어 충분히 활용가능하다고 판단됨

▶ 국내 다기능 시현장치 개발은 군용기 사업에 편중되어 있으며, 민간 경량항공기용 개발 제품은 전무한 실정임

▶ 국내의 항공전자 분야 기술은 년대 해외도입 항공기의 정비와 수리를 시작으로 년대 1970 1990 KF-16 항공기 기술도입생산을 시작으로 많은 항공전자 장비를 국내에서 제작하게 되면서 본격적인 항공전자 분야의 기술 축적이 이루어지게 된다 이 후 년 국방과학연구소 주관으로 기본훈련기 개 . 1988 KT-1 발에 착수하면서부터 독자적인 항공전자 산업구조를 구축하기 시작했다. 하지만 거의 모든 항공전자. 구성품은 해외에서 직구매하는 실정이었다 이후 고등훈련기와 사업을 진행하면서 T-50 F-15K 항공전자 구성품의 국산화에 이르게 되었으며 현재 군용 등은 국산화가 진행되어 있으나 민수용으로 적용하기에는 가격이 너무 높다는 문제점을 안고 있다 아직까지 국내에는 민수시장을 겨냥한 제품을 생산하는 업체는 없으며 한국항공우주산업 에서 개발한 4인승 민항공기인 KC-100 에도 해외에서 구입한 전자식 디스플레이장치를 장착하고 있다.

2. 국외 기술 및 산업 동향

▶ 세계 스포츠급 경항공기 기체 제작 시장에서 기체 경량화, 운영비용 절감 그리고 운항거리 연장을 위해 복합재료 기체 적용이 확대되는 추세임

▶ EU는 2020년까지 현재대비 CO2 50%, NOx 80%, 소음 50% 감소를 목표로 하는 “클린스카이” 정책을 적극적으로 추진하고 있으며, 항공 산업 관련 친환경 기술을 확보하려는 노력이 증대되고 있음

▶ 세계 경항공기 시장은 2011년 7월 유럽 EASA가 미국의 LSA 제도와 유사한 CS-LSA 제도를 신규 감항 인증으로 도입함으로써 LSA 급 경량항공기의 판매가 활성화되었으며, 또한 미국의 LSA 제조업체들이 유럽 시장에 보다 용이하게 진출할 수 있게 되었다. 그러나 미국의 Self Declarative System인 Part 21과는 달리 CS-LSA는 형식인증과 생산인증을 요구하므로 우리나라로서는 여전히 진입 장벽이 존재함. 따라서 미국과의 BASA 뿐만 아니라 유럽 EASA와도 BAA 체결이 추진될 필요가 있으며, 경과 전략으로서 현지 업체와의 다양한 제휴를 모색해야 함

▶ 최근 미국(FAA, ASTM), 유럽(EASA) 등을 중심으로 Part 23이하를 통합하고 기능 성능별 분류하여 안전규제정책을 마련하기 위해 경항공기 산업에 특화된 관련 규정 적용을 추진 중이다.

▶ 경항공기 산업은 항공 산업의 기초가 되는 성장 동력으로서의 큰 잠재력을 갖고 있으며,

국내기술로서 항공 산업을 발전시킬 수 있는 기반산업이므로 경항공기 개발 및 비행장 등 기반시설 인프라를 구축하는데 국가적 지원이 필요한 실정임

▶ 미국 Garmin社의 제품이 전세계 보급률 1위를 차지하고 있으며, 국내에서도 30~50대 정도 보급되어 있음. 항로정보, 비행금지구역정보, 공역침범경보, AIP정보, RF 주파수 정보 등의 기능을 제공.

▶ 미국 MGL Avionics社 의 제품은 MFD화면상에서 내비게이션 기능을 구현하는 시스템으로 항로정보, 고도정보, 비행금지구역정보, 공역침범경보, GPSRAIM 보정등의 기능을 제공하며, 단말기 자체에 내장된 정보를 화면을 통해 지도기반으로 확인하는 시스템임.

▶ 유럽의 경우 독일 RS-Datentechnik社, 독일 Stuff Systec社등의 제품이 있으며, 상기 미국제품과 유사한 기능을 제공하고 있음.

제3장. 연구 수행 내용 및 성과

< 1세부과제 >

1. 체계종합

가. 개발 요구도 관리

1) 경항공기의 요구도(Requirement) 문서

- 경항공기의 요구도는 기 작성된 문서 'VA PR 0100 0000_00 KLA-100 개발 요구도' 를 기준으로 한다. KLA-100 개발 요구도는 과제 제안사항, 경항공기 시장, 인증 항목을 종합하여 설정하였으며 현재까지 관리되어왔다.

2) 요구도 식별 및 할당

- 요구도 항목은 체계/부체계 규격서와 각 기술분야별로 할당되며 할당된 요구도에 대한 관리 책임자가 해당 요구도를 관리한다.
- 각 요구도에 대한 책임자는 'VA WBS 0010 0000_02 업무분해도'에 항목별로 구분되어있다.

3) 요구도 변경 관리

- 요구도의 변경은 형상관리 항목에서도 중대한 변경(Major Change) 항목이므로 CCB(Configuration Change Board)를 통해 변경되도록 한다.
-

<최종 항공기 제원>

Design Specification			Remarks
General	Model No	KLA-100	Low Wing
	Number of Seat	2	
	Max Take off Weight	600kg	
	Empty weight	408kg	
Propulsion	Type of Engine	Rotax 912 iS2 sport	오스트리아
	Power	100 HP (5800RPM)	
	Propeller	3 Blade (MTV-34-1)	Fixed pitch (Ground Adjustable), 독일
Structure	Material	Composite	
	Cabin Maximum Height	0.98 m	
	Cabin Maximum Width	1.24 m	
	Down Vision Angle	7°	
	Target of G Limit	-2g ~ +4g	
Performance	Maximum Cruise Speed	185km/h (100KTS)	
	Stall Speed(VS0)	80km/h (43KTS)	
	Never Exceed Speed(VNE)	250km/h (135KTS)	
	Climb rate	3.4 m/s	MTOW

Design Specification			Remarks
	Max operating altitude	4,267m (14,000ft)	
	Take off Distance	424 m	(1)MTOW (2)15m obstacle
	Range	1,517Km (819NM)	
	Endurance	6hours 이상	
Subsystem	Flight Controls	Mechanical control mechanism	
	Landing Gear	Fixed (Nose/Main)	
	Fuel capacity	130 리터	
	Avionics	PFD, VHF, Transponder	

나. 위험도 관리

1) 위험도 관리 계획서

- 위험을 정의하고 측정하는 활동과 나타난 위험을 다루기 위한 대안을 선정 개발 및 적용하기 위한 체계화된 관리방법을 정의한 문서이다. 효과적인 위험관리활동을 위해 위험관리 계획 수립, 초기 위험 식별 및 분석, 지속적인 위험추적과 재평가, 초기 시정조치, 의사전달, 문서화 및 상호협력으로 구성하여 위험을 관리하였다.
- 위험도 관리는 KLA-100 개발 사업이 완료되기 전까지 수행한다.

2) 위험도 관리 범주

가) 비용 : 개발 비용에 영향을 미치는 위험요소

나) 일정 : 개발 일정에 영향을 미치는 위험요소

다) 기술 : 개발 및 개발품의 기술측면에 영향을 미치는 위험요소

다. 상세설계 검토회의(CDR) 결과

1) CDR 개요

- 상세설계를 완료하고 제작을 위해 설계의 타당성을 검토하기 위한 회의를 실시하였음
- 일시/장소 : 2015년 6월 23일 / 건국대학교

2) 결 과

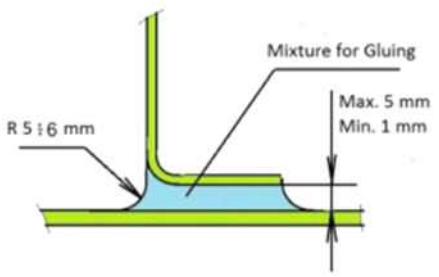
- 제작에 착수할 수 있는 수준으로 평가함. 도출된 모든 Action / Recommendation item 조치 완료

3) 도출된 Action / Recommendation item

구 분	검토 의견	조치 완료	잔 여
Action	15	15	0
Recommend	17	17	-
총 계	**32**	**32**	**0**

분과	구분	검토 의견	조치 내용	완료여부	비 고
체계	A1	■MFD2개를 사용하는 것에 대한 운용 효과 및 경제성 등의 타당성을 제시	▶경쟁기종 Option Price 분석 보고서(2014.05.06)를 통해 경쟁기종에 대한 시장분석 및 가격에 대한 예측을 기실시하였으며, 국내/외 경항공기 활성화 추세를 지속 추적하여 보완하겠음	완료	양산시까지 지속보완 예정
	A2	■System safety 1. 소형항공기의 SSA는 FD에서 기술 이전을 받을 수 있을 것으로 보임	▶FD와협의를통해보고서를기작성하였음 (KLA-100 체계안전 계획서, KLA-100 기능위험평가(FHA))	완료	
		2. SSA 전담요원 필요	▶전담요원을 지정하여 운영	완료	
		3. 항공기 공장 안전을 위한 Safety factor 고려 필요	▶양산시 Safety factor고려한 안전체계를 확립하여 운영하겠음	완료	양산시 적용
	R1	■Endurance - Carburetor type engine의 연료소모량이 시간당 16~18리터로 되어 있는 것으로 알고 있으며 Injection type engine 사용 시 연료 소모량을 계산하면 Endurance 증가할 것으로 판단되므로 실제 Endurance Time등 ROC에 각 항목에 대한 설계결과 만족 비교표 작성 요함	▶엔진 매뉴얼에 연료 소모율이 더 적은 것을 확인하였음 각 항목에 대한 성능 만족 결과는 추후 비행시험을 통한 검증 후 비행시험 보고서로 대체할 예정이므로 설계결과 만족 비교표는 불필요	완료	
	R2	■문서관리 및 기술소유권문제를 명확히 할 것 1. 도면 관리 체계 시 호기별 Serial number 관리가 되야 할 것으로 보임	▶개발단계 시 각호기에 적용되는 도면 번호는 BoM에서 분류 및 적용 -양산시 호기의 번호관리 계획은 'KLA-100 형상관리 계획서'에 기록	완료	
		2. 개발문서 생성은 타 개발 과제에 따라 생성 시 과도하게 복잡한 시스템이 될 수 있으므로 KLA-100 과제 규모에 알맞게 간소화 하는 것이 좋을 것으로 보임	▶ 제안대로 시행하고 있음	완료	
		3. 개발문서의 개정 시 마다 문서번호를 개정하는 것보다 변경내용만 간단한 메모장(ECN : Engineering Change Notice)으로 개정이력을 기록하다가 메모장이 일정량 모였을 시에 반영 이력내용(ECN 00~00)을 표기한 변경 메모(DCN : Document or Drawing Change Notice)와 함께 본 문서에 반영하여 개정번호를 업데이트하는 시스템을 추천함	▶ 기술변경 생성 시 마다 개정번호부여함 -KLA-100 형상관리계획서	완료	
	R3	■중량 및 평형관리 1. KLA-100은 CTLS의 세부중량 정보를 참고 하였을 것인데, CTLS의 공허중량은 290~320kg인 것으로 알고 있으며, KLA-100의 목표 공허중량은 350kg임. 확인요함	▶CTLS의 공허중량은 790/810Pounds로 Flight Design website의 CTLS spec에 명시 되어있음. 즉, 옵션에 따라 358kg~367kg으로 환산됨 - 베셀의 목표 공허중량(Target empty weight) 설정 시 세부 Component의 중량은 CTLS를 확보하여 KLA-100에 맞도록 중량 Estimation을 통해 350kg으로 설정하였음(KLA-100 Weight & Balance (Excel파일))	완료	*참조링크 : http://flightdesignusa.com/aircraft/ctls/specification/
		2. 양산 시 중량이 증가할 것을 대비하여 위해서는 Design target margin을 현재 350kg보다 더 낮은 값으로 두어야 할 것으로 보임	▶검토결과 350kg은 이미 중량 margin을 10kg 가지는 값이고 양산 시 추가 중량 증가는 없을것으로 판단함 -KLA-100 체계 규격서	완료	
		3. 복합재 구조물의 중량 관리 방안 수립 필요	▶제작숙련도에따라 중량값이 달라질것을 감안하여 교육 실시하고 1) 1차 교육은 독일(Kamenz, FD사 공장)에서 수행되었으며, 베셀 엔지니어가 직접 제작교육을 이수함 2) 국내 제작 시 FD사의 작업자가 참여하여 복합재 제작에 따른 중량 경감방법 등 제작교육을 수행하였음	완료	
인증	A3	■적합성입증계획 1. 항공기 인증 EMC 문제 해결을 위한 일정 조정 필요: 필수 항목이 아닐 경우 영업등을 위해 부차적으로 진행하는 것 고려	LSA 변경에 따라 요구도 제외	완료	
		2. 낙하시험의 경우 KC-100의 경우와 비	▶낙하시험의 높이는 경량항공기 기술기	완료	KLA-100기체

분과	구분	검토 의견	조치 내용	완료여부	비 고
		교하여 적정 수준을 잘 정할 것	준에 따라 낙하시험의 적정 낙하높이는 이를 고려한 제한하중조건과 극한하중조건의 높이 산정 시험		낙하 시험계획서
	R4	■인증종합일정 - 비행시험 항목 메트릭스를 구성하여 개발시험과 인증시험의 중복 요인 최소화	▶최적화된 비행시험 계획을 수립하여 비행시험계획에 반영하였음	완료	
	R5	■향후추진계획 - 복합재 구조물 물성치 입증은 많은 기간과 예산이 요구되므로 본 사업과 별도의 과제로 추진해야 할 것이고, 본 과제에서는 제작공정 결과가 설계치에 부합하다는 정도의 입증 필요성 검토 요망	▶KLA-100과제에서복합재구조의물성치를 입증하는 동등성 입증계획은 없으며, 대신 유사항공기 설계치를 적용해 Initial Sizing한 결과로 Prototype 구조를 제작해 Initial Sizing 결과를 검증하고, Initial Sizing 결과가 입증 되면 제작을 위한 상세설계도면을 확정/승인 받아 복합재구조를 제작하여 입증시험을 통해 구조건전성을 확인하는 절차로 수행되고 있음. 따라서, 본 과제에 적용하는 복합재의 물성치 입증 활동은 없으며, 필요시 별도의 과제로 수행함이 타당한 것으로 판단됨	완료	
비행시험	A4	■시험비행조종사자격 - 외국 Test pilot 의 국내 비행시 국토부 (자격과)에 비행 승인을 위한 사전 준비 필요	▶1)국토부(자격과)에 외국인 조종사의 국내 비행허가 절차 확인 2) FD측 시험비행 조종사 인적사항 파악 및 관련서류 요청	완료	
	R6	■시험비행주요항목 - 상승 성능 시험 시 고지대 성능 확인을 위한 고고도(7000ft 이상) 검증 요망	▶ 상승성능 비행시험 계획서에 반영	완료	
	R7	■계측장비 - 경비 감소를 위해 KC-100 등 기존 과제 수행에 용되었던 장비의 사용 가능성 검토 요망	▶KC-100항공기 개발에 사용된 장비의 재활용 가능성 문의 및 조치	완료	KAI에서장비 대여불가입장임
구조	A5	■ 복합재 Current Return Network 방안 제시	▶KAS-VLA 857에 의거, 각 주요 구성품간 Braids로 연결하여 정전기 등에 의한 화재 및 폭발을 방지할 수 있도록 설계 반영	완료	RH26000001_00 KLA-100ElectricalBonding System 작성
	A6	■물성치 Variation factor 1.2가 VLA-613 및 615 항목 만족여부 확인	▶CS-VLA 613, 619 및 관련 AMC VLA 613 및 619에 의거, 환경영향성 계수 1.25 및 재료 영향성 계수 1.2 채택 AMC VLA 613(c) Material Strength Properties and Design Values (Acceptable Means of Compliance) Test Temperature - a. For white painted surface and vertical sunlight: 54° C. If the test cannot be performed at this temperature an additional factor of 1·25 should be used. AMC VLA 619 Special Factors (Acceptable Means of Compliance) For the substantiation of composite structures, unless more rational means are agreed by the Agency, one of the following may be used: a. An additional factor of 1·2 for moisture conditioned specimen tested at maximum service temperature, providing that a well established manufacturing and quality control procedure is used.	완료	
	A7	■복합재/금속재검사규격(손상허용한계)이 필요함. 검사 규격 입증 방안 제시	LSA 변경에 따라 요구도 제외	완료	
	A8	■주미익하중 부가한 상태에서 조종면작동 여부 확인	LSA 변경에 따라 요구도 제외	완료	
	A9	■ Overall beam. Turn over 조건 설계	LSA 변경에 따라 요구도 제외	완료	

분과	구분	검토 의견	조치 내용	완료여부	비 고
		고려 필요			
	A10	■사용되는 복합재료 및 Bonding강도에 대한 신뢰성 확보 방안 제시	▶KLA-100사용 복합재 및 Resin은 유사 항공기에 기 사용되어 경험적으로 입증된 재료이며 Bonding용 Resin은 독일 민간항공국의 항공용 승인 제품임. 재료 및 공정의 신뢰성을 보전하기 위해 CS-VLA의 관련 AMC에 의거 재료 및 공정의 변동성을 고려한 추가안전계수 1.2가 적용된 극한하중 시험을 통해 구조물의 내구성을 입증할 계획	완료	
	A11	■날개~동체 조립을 위한 Bolt체결 부 Alignment 방안 제시 필요	▶복합재 날개 및 동체 제작단계에서 날개와 동체의 체결 위치가 정확히 일치하도록 Bushing Location Jig를 제작 활용하였음	완료	
	R8	■조종면 Side Load에 대한 VLA 요구도 확인 및 이에 대한 입증 방안 필요	▶KAS-VLA에 조종면 Side Load 요구도 없음. 또한 날개의 Stiffness가 높기 때문에 날개 Bending에 따른 조종면 Side Load 발생은 제한적이며 조종면 장착 구조가 탄성적으로 변형되며 이러한 Side Load를 충분히 흡수 가능토록 설계하였음	완료	
	R9	■착륙하중조건에서One wheel landing조건 적용 확인	LSA 변경에 따라 한쪽바퀴 착륙조건 요구도 제외	완료	
	R10	■시험으로 구조건전성 입증 불가능 품목에 관한 입증 방안 제시 (ex. cowling)	▶하중을 지지하는 주구조물 및 이차구조물은 입증시험에서 구조강도를 입증할 예정이며 Cowling과 같이 하중지지와 관련이 없는 구조물은 비구조물(None-Structure)로 식별. KAS-VLA는 Bird Strike와 같은 비행 중 충격에 대한 요구도가 없으며 따라서 비구조물에 대한 시험 요구도 없음. KLA-100 항공기 비구조물은 충분한 운영시간을 통해 검증된 유사 항공기 설계를 참조하여 설계되었으며 EASA Part 21 요구도에 따라 150 hrs 비행시험 후 육안검사를 통해 구조 건전성 입증	완료	
	R11	■ 복합재료 제작, 공정규격서 확보 필요	▶복합재 공정규격서 기작성 완료 상태임	완료	
	R12	■Bonding에 관한 공정규격서 확보 필요 (63page에 명시된 1~5mm가 가능함을 확인 요함)		완료	
	R13	■주익 스파와 Root Rib의 bonding부위 설계 변경 (추천사항: bonding & fastening)	▶중량 문제 등으로 제안과 같은 추가 체결 방식은 검토 배제되었으며 이미 설계검증시험을 통해 Bonding만으로 충분한 하중 지지 가능함 입증	완료	
	R14	■Tunnel Low skin 하중 경로가 끊겨 있으므로 하중 경로 검토 필요	▶Main Landing Gear 장착부 및 Wing Spar 장착부로 인해 설계 변경 불가한 상황이며 하중경로 연결을 위해 Tunnel 측면에 전방부터 후방까지 Carbon UD로 보강하였음. 또한 Tunnel은 동체 Skin 및 Pyramid와 Bonding으로 결합되어 하중이 분산되도록 설계 하였으며 이러한 설계의 구조강도는 이미 설계 검증시험을 통해 입증	완료	
비	A12	■제시된 성능/조종안정성 해석 결과에	▶현재까지 해석된 데이터의 결과를 볼	완료	

분과	구분	검토 의견	조치 내용	완료여부	비 고
행성능		사용된 데이터 베이스를 업데이트하여 해석 업데이트가 필요함 1. 공력데이터베이스. 레이놀즈효과에 대해 CFD해석 등을 통해 양력 및 항력 보정 필요. 외부돌출물 항력과 엔진 Cooling항력 예측결과 데이터베이스에 반영필요	때 비행시험 수행을 위한 성능/조종안정성은 확보했음을 KIAST로부터 확인받았으므로 추가 CFD해석은 수행하지 않을 것임		
		2. CG&MOI의 경우, 상세배치설계 결과 반영하여 업데이트필요	▶▶중량 데이터는 실측하였으며 지상시험 보고서 작성 완료하였음 현 데이터를 토대로 시험비행 예정	완료	
		3. 풍동시험결과가 성능요구조건에 미흡한 부분은 CFD해석을 통한 재검증 필요	▶현재까지 해석된 데이터의 결과를 볼 때 비행시험 수행을 위한 성능/조종안정성은 확보했음을 KIAST로부터 확인받았으므로 추가 CFD해석은 수행하지 않을 것임	완료	
	R15	■비행특성 관련 인증요구도 중 일부항목 Marginal 함. 비행시험에서 요구도 불만족 확인시 신속하게 대응 할 수 있도록 가능한 개선형상 발굴 및 Provision 반영 필요	▶현재까지 해석된 데이터의 결과를 볼 때 비행시험 수행을 위한 성능/조종안정성은 확보했음을 KIAST로부터 확인받았으므로 추가 CFD해석은 수행하지 않을 것임	완료	
계통	A13	■Auto-pilot system의 mal-function상태에서도 시스템(항공기)이 안전함을 입증할 수 있는 입증 방안에 대하여 검토하여 제시 할 것	▶EASA Certification Review Item for Autopilot를 참조하고, Avionics의 mal-function상태를 고려한 FHA의 분석결과를 제시함(SH34000001) 추가적으로 Gamin社에 mal-function시험 방법, 장비 관련 사항 문의하여 지상/비행시험 장비/절차 등에 반영 후 시험하여 최종 확인	완료	제조사에 확인 결과 KLA-100에 적용된 CWS(Control Wheel Steering) Disconnection Switch로 강제 해제가 가능하도록 구성되어 있음.
	A14	■LRU장착하중의 구조해석분야 보완추천 1. LRU 장착 Bracket 및 특히 FCS/FCS 장착 Bracket은 Critical Load Case에 의한 전기체 변형 영향을 고려한 사전 검증이 필요하고(Action item) 2. LRU 장착 Bracket 및 특히 FCS/FCS 장착 Bracket 부분의 Critical Load Case 및 정적/피로 해석 검증 추천함 (Recommended item)	▶1.FCS장착 Bracket등의 사이징 결과는 RH27000004로 제시할 예정이며, 전기체의 변형 영향은 각 구조시험 중 FCS의 궤적 및 변위확인을 통해 수행할 예정임 2. LRU 장착 Bracket 및 특히 FCS/FCS 장착 Bracket 정적 해석대신 장착부위별 입증시험을 통해 입증	완료	FCS 적합성 입증을 위해 제한/극한하중 시험을 수행 완료 했고, 시험 결과 요구도에 적합함을 확인함. 세부사항은 "VACR27000020 KLA-100 비행조종시스템 시험보고서" 참조
	A15	■LRU 및 장비품의 TSO적용추천 - Wheel/Tire/Brake등 LRU 장비 중에서 TSO 품목이 존재하는 경우 TSO 품목 적용을 추천하고, Non-TSO 품목 적용할 예정인 경우 해당 품목에 대한 적용 가능여부 및 입증 계획을 인증기관과 조기 확정할 필요가 있음	▶Wheel/Tire/Brake등 LRU장비 중에서각 제품별 입증 항목에대하여 감항당국과 협의 후 TSO 품목으로 변경해야할 필수 제품을 선정하여 TSO 품목 적용하고 관련 부품 설계변경	완료	RFP 변경으로 인해 LSA는 제조사 자체 검증시스템이므로 베셀 품질시스템에 의해 자체 검증하고 적합함을 확인하여 제품 적용
	R16	■인증계획 및 검증계획 조기 확정 필요 - 계통 각 시스템 및 LRU의 CCL MOC 및 성능/안전성 입증계획에 대한 인증기관과의 협의를 도출하고 세부이행계획 조기 확정할 것을 추천함	▶계통 각 시스템별 인증계획서 및 CCL 보완	완료	RFP 변경으로 경량항공기 기술기준에 따라 CCL을 정리함
	R17	■각 계통별 별도의 세부 검토 추가추천 - 기술 자문 등의 방법을 통해 계통별 전문가에 의한 세부 검토를 수행할 것을 추천함	▶계통 각 전문가 자문을 통해 세부검토 시행하였음	완료	

라. 형상설계

1) 외형 형상 확정



V205 형상

< V205 형상 제원 및 특징 >

1. Main Wing Airfoil

- FD14-144(Inboard), FD14-142(Outboard)
- Wing Cuff (Spin resistant wing design)

2. Winglet: Upswept tip type

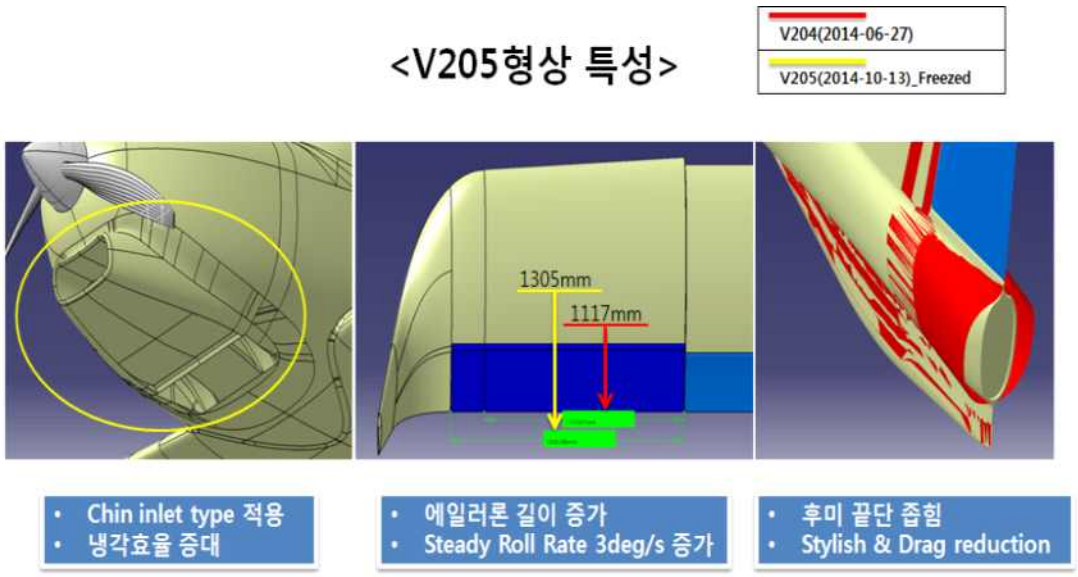
• V205 주요 형상 설계 및 외형확정(OML freezing)

- Cowling, Landing Gear, In/outlet 의 상세설계 단계에서 외형형상을 완료함
- 외형형상 확정에 따른 각 구조, 계통의 기능에 대한 세부 내용은 KLA-11 System Description (8종)에 상세히 기술되어있음

: VADD24000001 KLA-100Electrical Power Description
: VADD34000001 KLA-100System Description-Flight and Engine Instrumentation
: VADD53000001 KLA-100Fuselage Structure Description
: VADD55000001 KLA-100Tail Unit Description
: VADD57000001 KLA-100Wing Structure Description
: VADD61000001 KLA-100Propeller Description
: VADD71000001 KLA-100Engine Description
: VADD79000001 KLA-100Oil System Description



OML 변경 이력

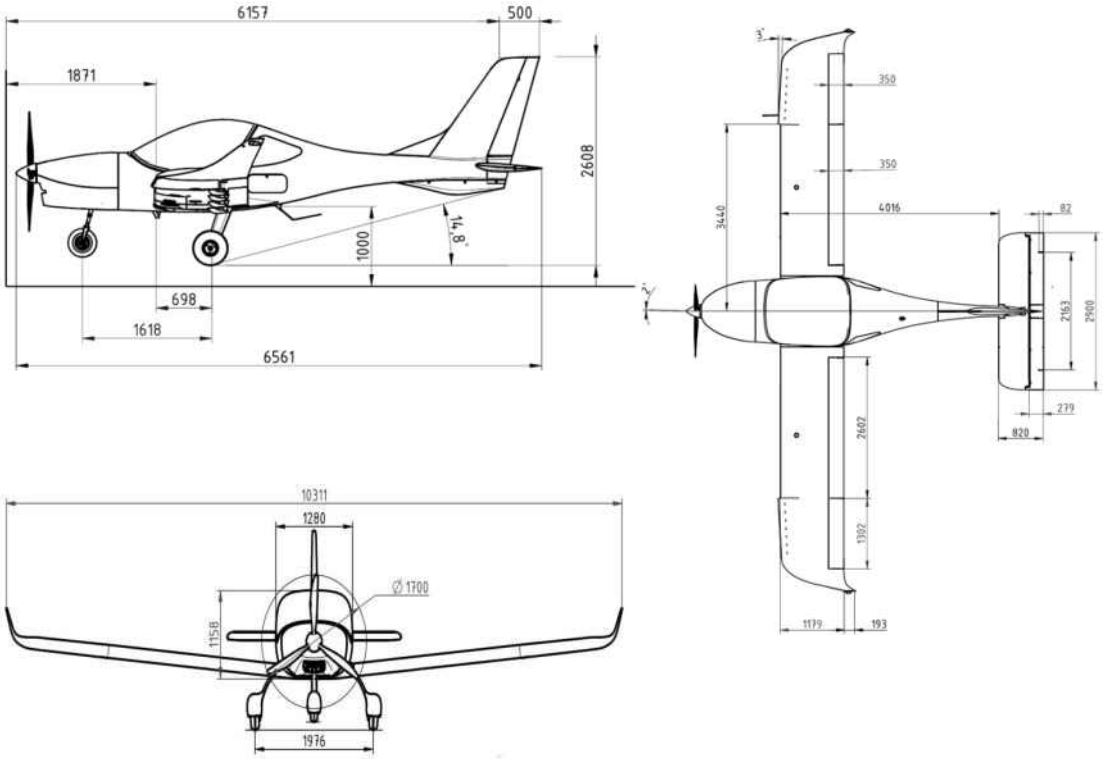


V205 형상 특성

2) 항공기 최종 주요 치수 (3면도)

비행시험 완료에 따른 항공기 최종 형상은 아래와같이 결정되었다.

Wing span	10.311 m (33 ft 9 in.)
Length	6.561 m (21 ft 5 in.)
Wing area	11.607 sq. m (124.9 sq. ft)



3면도

마. 형상관리

1) 형상관리 계획

- KLA-100 항공기의 개발단계 뿐 아니라 양산을 고려한 형상관리 계획을 구축하였다. 형상관리 업무는 형상 품목의 정의, 형상 기준 정의, 형상 변경, 형상 형황 유지 및 확인으로 구성된다.

가) 형상식별

- 기능적(Functional)/물리적(Physical) 특성을 기록한 형상 식별문서

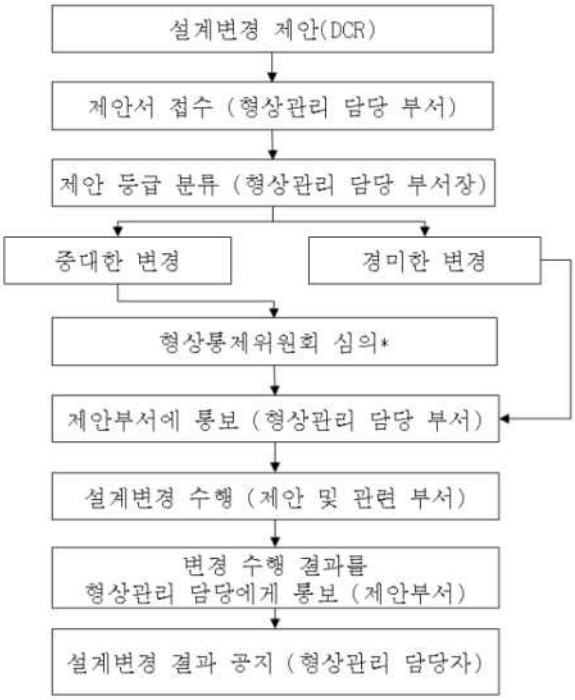
► 체계 규격서 (1종), 부체계규격서 (5종)

: VAPS01000001 KLA-100 체계 규격서
: VAPS27000001_01 KLA-100비행조종계통규격서
: VAPS32000001_01 KLA-100착륙계통규격서
: VAPS34000001_01 KLA-100항전전기계통규격서

: VAPS51000001_01 KLA-100기체구조규격서
: VAPS71000001_01 KLA-100추진계통규격서

나) 기술변경 절차

- 형상 통제 업무로 기술변경에 따른 절차는 아래와 같다. 본 기술 변경은 개발 중에 있는 품목 또는 생산 배치된 품목의 승인된 형상 또는 요구 성능/기준을 변경하는 행위를 포함한다. (세부내용: VA PP 0010 0000 KLA-100 형상관리 계획서)



* 형상통제위원회 (CCB: Configuration Control Board) 구성
  - 위원장: 개발 및 사업 책임자
  - 간 사: 형상관리 담당자
  - 위 원: 체계종합, 구조, 계통, 시험 담당관

2) 형상관리 품목(Configuration Item: CI) 선정

가) 형상관리 품목(Configuration Item: CI) 선정

- 선정 사유: 형상품목을 대상으로 기능적 형상 확인 (FCA : Functional Configuration Audit) 및 물리적 형상 확인 (PCA : Physical Configuration Audit)을 수행하여 구성품의 성능 및 형상의 일치성을 점검함
- 형상관리 품목을 선정함은 해당 품목의 개발과 양산시 베셀 항공사업부의 형상 확인 대상임
- 너무 많은 형상관리 품목의 선정은 개발과 지원 비용의 증가로 사업비용에 심각한 영향을 줄 수 있음
- 너무 적은 형상관리 품목의 선정은 다음과 같은 결과를 초래함
  - 관리능력 감소
  - 서로 상관관계가 없는 기능이 하나의 CI로 합쳐질 수 있음

• 주요 성능시험의 지연

Airframe	Wing	2	1111103	Wing Assembly, RH
		3	1111203	Wing Assembly, LH
		4	1112103	Wing Box Assembly, RH
		5	1112203	Wing Box Assembly, LH
		6	1113103	Leading Edge Flap, Wing, Assembly of, RH
		7	1113203	Leading Edge Flap, Wing, Assembly of, LH
		8	1114100	Flaperon, Wing - Assembly of, RH
		9	1114200	Flaperon, Wing - Assembly of, LH
	Forward	10	1121130	FWD Fuselage Assembly, I & A - FS 23.75 TO FS 244.30, Version C
		11	1123103	Radome Assembly
		12	1125100	Canopy Assembly
		13	1125200	Actuator, Electromechanical - Linear, Canopy
	Center Fuselage	14	1131100	Fuselage Assembly,Center-FS 244.30 TO 374.50,I&A
	Aft Fuselage	15	1141103	Aft Fuselage I & A
	Empennage	16	1151103	Vertical Stabilizer Assembly
		17	1153100	Rudder Assembly
		18	1154100	Box Assembly, Horizontal Stabilizer
	Pylon	19	1161100	Pylon I & A - Outboard, Wing
		20	1162100	Pylon I & A - Inboard, Wing
		21	1163100	Pylon I&A - Centerline,Center Fuselage
Power Plant	Power Plant	22	1214110	Throttle Quadrant , FWD
		23	1216100	Engine, F404-GE-102
Sub-	ECS	24	1311100	Air Cycle Machine, Environment Control System (ECS)
Systems		25	1311200	Heat Exchanger, Environment Control System (ECS)
		26	1312100	Oxygen Concentrator, Life Support System (LSS)
	Fuel System	27	1321100	Heat Exchanger - Fuel To Oil

형상관리 품목 선정의 예

나) 형상 변경 관리

- 설계 변경 관리

• 도면 변경에 따른 개정

도면의 변경은 설계변경이 있었음을 의미하며, 설계변경은 형상변경과 같은 의미이다. 도면의 개정관리는 도면을 사용하는 사람, 설계하는 사람만의 업무가 아니며 전체 항공기를 개발하는 사람들에게 공유되어야한다. 그러므로 도면 변경에 따른 개정관리는 형상관리의 중요한 항목이며 그에 따른 절차를 KLA-100형상관리 계획서에 기록하였고 형상 통제로 형상이 관리되어왔다.

• 기술변경 제안서 (Engineering Change Request))

KLA-100 항공기 개발에 참여하는 엔지니어 모두 설계변경을 제안할 수 있도록 형식 및 절차를 공지하여 주요 형상변경이 있을 시 올바른 통제하에 형상이 변경될 수 있도록 하였으며, 그 형식은 아래와 같다.

Engineering Change Request (ECR)			작 성 일 자 (YYYY-MM-DD)	1.ECR No.	Rev.
2.제안자	부서(기관) 명:		이 름:		
3.변경 제 목:					
4.분류 □중대 (Major) □경미 (Minor)	5.우선순위 □E-긴급 □R-보통	6. 정당화 코드: □I(Interface-상호관계/간섭) □C(Compatibility-호환성) □D(Correction of Deficiency-결함) □R(Cost Reduction-원가절감) □L(Logistics Support-물류지원) □P(Production Stoppage-생산중단) □O(Operational or Product Improvement-운용 또는 제작 개선) □E(etc-기타)			

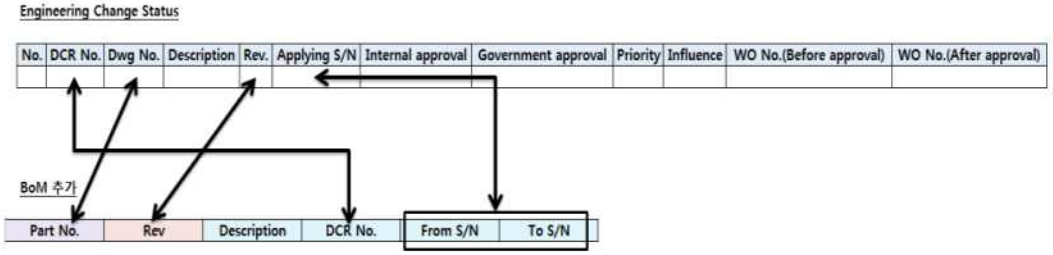
7.관련 문서		8.관련 도면	
문서명	문서번호	파트명	도면번호

9.변경 상세 설명:	
형상 변경에 대하여 상세 설명 - 필요시 그림, 첨부 문서/파일 첨부하여 가능한 상세히 설명	
~을 (현재 형상)	**~으로 변경** (제안 형상)

10.변경을 위한 요구사항: ex) 위 변경을 위해서는 재료의 변경이 요구됨 - 가능한 상세히 기록 및 설명
11.변경 영향성 평가: 관련된 장비, 하위 부품 등의 영향성 - 영향성이 없을 시 '없음' 이라고 작성

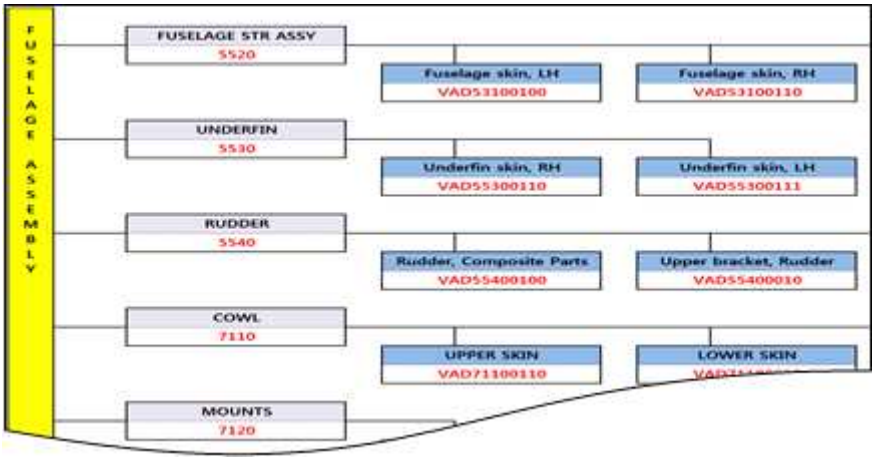
12.적용 호기	13.비용 평가		
13.승인 (승인자 작성)	이름	서명	날짜
□ 승인 □ 조건부 승인 □ 보류 □ 기각			

- Engineering Change Notice(ECN)
  설계 변경에 대한 항공기 설계/제작 모든 인원이 공유하여 도면 및 문서의 최신성을 유지하고 양산시는 부품 조립시에 가장 최근 개정된 도면을 사용하여 제작된 품목으로 조립할 수 있도록 관리한다. ECN의 형식 및 관리 절차는 KLA-100 형상관리 계획서에 기록되었다.
- 형상현황 유지를 위한 BoM 관리
  형상관리 담당자는 BoM과 ECR, ECN을 관리하며 이력을 유지 관리하여 변경된 형상이 현장에서 문제없이 적용되도록 한다.



3) 도면관리 및 도면 작성/승인 지침서

- 도면관리 Drawing Tree
  - ATA-100 system 별로 구분
  - BoM Tree 구조와 동일하게 구성



Drawing Tree의 예

- Master Drawing List
  - 도면 목록을 나열
  - 도면 번호의 중복 방지
  - 도면 개정(Revision) 관리

Part No.:	Rev	Description [eng]
VAD00000000	2015-02-10	Aircraft
VAD21400000	2015-02-11	Heating System
VAD21400005	2015-02-11	Pin
VAD21400006	2015-02-11	Washer
VAD21400021	2015-02-11	Grip
VAD21400040	2015-02-11	Vent, Assembly
VAD21400041	2015-02-11	Vent
VAD21400100	2015-02-11	Air Heater
VAD21400200	2015-02-11	Thermic Choke
VAD21400201	2015-02-11	Bracket
VAD21400203	2015-02-11	Lever
VAD21400204	2015-02-11	Angle
VAD21400205	2015-02-11	Angle
VAD21400206	2015-02-11	Axis
VAD21400207	2015-02-11	Choke
VAD21400208	2015-02-11	Plate
VAD21400211	2015-02-11	
VAD21400213	2015-02-11	
VAD21400214	2015-02-11	
VAD21400215	2016	

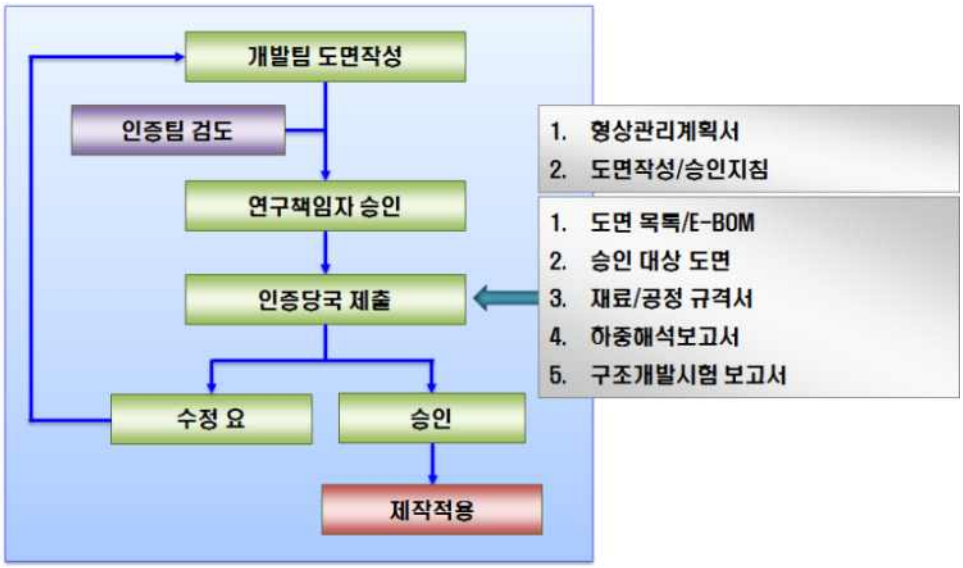
Master Drawing List

가) KLA-100 도면 작성 지침(VA DD 0021 0000_00)

- KLA-100항공기 개발을 위한 베셀의 표준도면 체계를 수립하여 도면의 형식 및 번호 체계와 작성방법을 따르도록 함

나) 도면 승인 지침

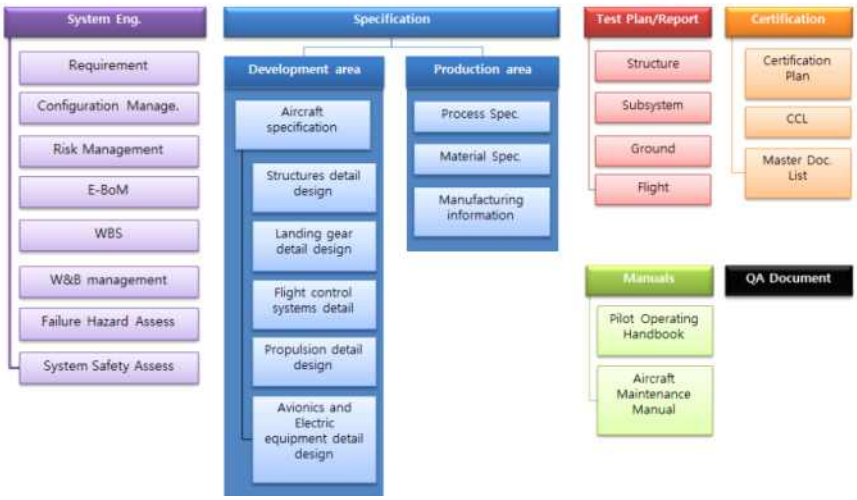
- 작성된 도면을 승인 시 인증팀의 검도를 거치도록 하였으며, 연구책임자의 승인 후 인증당국에 제출토록 함
- 인증당국에 도면 제출 시에는 도면 승인 배경자료로 아래 그림의 문서들을 제출함



바. 개발 문서 관리

1) 개발 문서 Tree

- KLA-100 항공기 개발 시 생성되는 문서를 종류별로 분류하면 아래와 같다. 이러한 분류를 개발 문서 Tree라고 명명하며 본 문서 Tree 구조는 문서의 종류별 분류 뿐 아니라 Specification의 경우 상/하위 계층 구조를 볼 수 있다.
- CDR시 Action item으로 도출될 만큼 문서 구조의 simplification은 KLA-100 항공기급 개발에는 중요한 요소이며 아래 문서 구조를 통해 Simple하고 효율적인 체계 개발이 될 수 있도록 구성하였다.



문서번호					제목
Vessel	Type	ATA	Suffix	Rev.	
VA	PP	0100	0004	_04	KLA-100 업무분장
VA	ZR	0021	0000	_00	KLA-100 원가추산
VA	PP	0010	0000	_02	KLA-100 형상관리 계획서
VA	PP	0110	0001	_02	KLA-100 개발문서 및 도면번호 체계
VA	CD	0110	0000	_02	KLA-100 개발문서 작성지침
VA	DD	0021	0000	_01	KLA-100 도면 작성 지침
VA	DD	0110	0001	_01	KLA-100 도면 승인 지침
VA	DD	5120	0001	_00	KLA-100 Tolerance Concept
VA	PS	5120	0001	_00	Dimensioning and tolerancing
VA	PP	0010	0008	_00	중량관리 계획서
VA	PR	0800	0001	_00	KLA-100 중량관리 현황표
VA	ZP	0810	0000	_00	KLA-100 Weight and Balance Calculation method
VA	WBS	0010	0000	_02	KLA-100 업무분해구조(WBS)
VA	CDD	0020	0001	_01	KLA-100 형상 설계 기술서(CDD)
VA	PR	0100	0000	_00	KLA-100 개발 요구도
VA	PS	0100	0001	_01	KLA-100 체계 규격서
VA	PS	5100	0001	_00	KLA-100 기체 구
	PS	2700	0001	_00	KLA-1

관리 문서 목록

2) Bill of Material(BoM)

- 부품 목록 및 상/하위 구조 확인, 개정 현황 확인, 해당 부품의 전체 개수 확인, 비용 정보와 중량 정보의 확인

Level								ATA sys		Sort		
1	2	3	4	5	6	7	8	Part/Article Number	Part/Article Name	Make Buy	수량	Ship Set 당 수량
1								VAD00000000	KLA-100			
	2							5340	Fuselage	Level 2		
		3						VAD53100000	Assembly, Fuselage	MAKE	1	1
			4					VAD53100110	Skin, Fuselage, LH	MAKE	1	1
				5				VAD53100010	Insert Plate, No.1, Fuselage, LH	MAKE	1	1
				5				VAD53100012	Insert Plate, No.2, Fuselage, LH	MAKE	1	1
				5				VAD53100014	Insert Plate, No.3, Fuselage, LH	MAKE	1	1
				5				VAD53100016	Insert Plate, No.4, Fuselage	MAKE	2	4
				5				VAD53100017	Insert Plate, No.5, Fuselage	MAKE	2	4
				5				VAD53100018	Insert Plate, No.6, Fuselage	MAKE	1	2
				5				VAD53100019	Insert Plate, No.7, Fuselage	MAKE	8	16
			4					VAD53100115	AEPS Cover Plate	MAKE	1	1

사. 중량평형 관리

1) 목표중량 설정

- 유사급 항공기의 세부 중량 데이터를 확보하여 KLA-100항공기에 맞는 근거로 계산하여 목표중량 설정함

2) 중량 현황 관리

- 목표중량 설정에 따라 설계를 수행하여 중량(공허 중량)을 예측하였다. 예측치는 350kg 이하의 중량으로 도출되었으나, 구조 개발시험 이후 실측치의 중량은 동체 중량이 7.8kg 증가하여 목표중량인 350kg를 5.5kg 초과하는 것으로 조사되었다. 구조 개발시험 시에는 통상 구조가 취약한 부분은 시험 중 보강하여 시험하므로 레진(Resin)의 함유량이 많은 것이 목표중량 초과의 가장 큰 영향이다.
- 구조 개발시험 시 동체가 7.8kg 초과한 것에 비해 날개의 중량은 4kg 감소하였다.

1	2	3	4	5	6	7	8	Target weight, kg	Current	Difference (Target-Current)
Aircraft KLA-100								349.5	355.5	(6.0)
	Fuselage Assembly							270.917	280.940	(10.0)
		Fuselage						44.2	52	(7.8)
		Rudder Attach Fittings						0.052	0.052	0.0
		Rudder Assembly						2	2	0.0
		Stabilizer Attach Fittings						0.38	0.38	0.0
		Underfin Assembly						0.98	0.98	0.0
		Horizontal Tail Assembly						6.16	8.54	(2.4)
		Firewall Fwd Assembly						120.871	120.601	0.3
		Cowlings Assembly						3.3	3.3	0.0
		Canopy Assembly						8.925	8.925	0.0
		Baggage Door Assembly						0.979	0.979	0.0
		Instrument Console Assembly						17.239	17.239	0.0
		Cabin Interior						8.447	8.447	0.0
		Main Landing Gear Assembly						25.135	25.135	0.0
		Aileron Control System Fuselage Assembly						0.912	1.28	(0.4)
		Elevator Control System Fuselage Assembly						2.1	1.84	0.3
		Rudder Control System						5.1	5.1	0.0
		Rescue System Assembly						10.5	10.5	0.0
		Brake System Assembly						0.63	0.63	0.0
		Fuel System						1.55	1.55	0.0
		Engine Control System Assembly						0.811	0.811	0.0
		Fuselage Electric System Assembly						9.6	9.6	0.0
		Cabin Heat Exchange System						0.546	0.546	0.0
		Fuselage Exterior Decals						0.5	0.5	0.0
	Wing Assembly							78.582	74.586	4.0
		Wing						58.322	56.5	1.8
		Flaps Attach Fittings						0.772	0.772	0.0
		Ailerons Attach Fittings						0.448	0.448	0.0
		Flaps Installation						7.978	7.25	0.7
		Ailerons Installation						5.09	3.65	1.4
		Fuel Filler Cap						0.204	0.204	0.0
		Fuel Tank Cover Plate						0.328	0.328	0.0
		Aileron Control System Wing Assembly						1.44	1.44	0.0
		Flap Control System Wing Assembly						2.4	2.4	0.0
		Wing Exterior Decals						0.4	0.4	0.0
		Wing Electric System Assembly						1.2	1.2	0.0

Empty weight, kg		355.5
MAC, m		1.146
CG empt, m		0.166
CG empt, %		14.48%

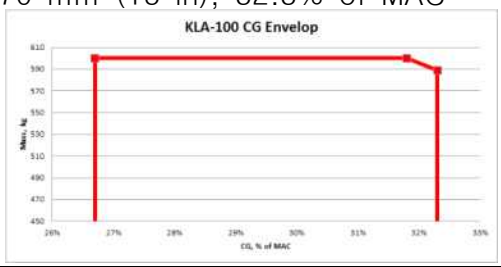
3) 중량평형 실측

: KLA-100 중량관리 계획서 (VA PP 0010 0008)에 따라 KLA-100항공기에 대한 중량 관리 수행함

- 구조 개발시험 시점에 복합재 부품 실측 및 종합
- 비행체 총조립 시 실측
- 비행 시험 전 실측
- 비행시험을 위한 계측 장비 실측 및 중량 관리

4) KLA-100 중량평형 보고서 (VA CR 1000 0003)으로 최종 항공기 공허중량 및 최소비행 중량, CG의 정보를 최종 보고서로 기록 보존함

< KLA-100 항공기 최종 적합성 입증 내용 >

<table>
<tr><th>Contents</th><th>Pass/Fail Criteria</th><th>Test Result</th><th>Pass</th></tr>
<tr><td>Empty Weight</td><td>less than 409.05 kg</td><td>408 kg</td><td>Pass</td></tr>
<tr><td>Minimum Flying Weight</td><td>over 375 kg (for structural limitation) must be determined by flight test data</td><td>unit : kg
A | Minimum weight | 473
B | Empty weight | 408
C | One hour flight fuel at V_H | 11
D | Lightest pilot | 54
A = B + C + D</td><td>–</td></tr>
<tr><td>Empty CG</td><td>must be determined</td><td>324 mm (13 in), 28.3% of MAC</td><td>–</td></tr>
<tr><td>Aircraft Flying CG limit</td><td>Most forward and backward limits must be determined</td><td>►Forward limit :
306 mm (12 in), 26.7% of MAC
►Backward limit :
365 mm (14 in), 31.8% of MAC
370 mm (15 in), 32.3% of MAC
  </td><td>–</td></tr>
<tr><td>Ballast</td><td>If necessary</td><td>No fixed or removable ballast</td><td>–</td></tr>
</table>



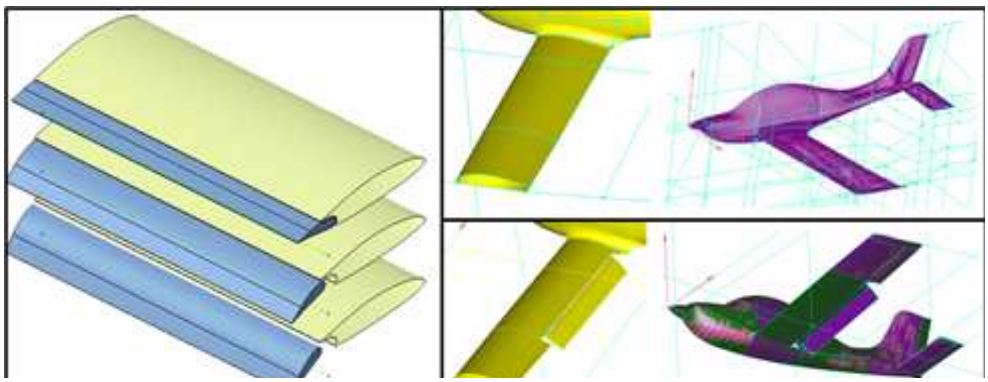
KLA-100 항공기 최종 공허중량 실측

2. 체계해석

가. 공력해석

1) 상세 설계 완성을 위한 공력해석

- 상세형상설계를 위한 공력해석을 수행, 설계된 형상의 상세 설계 확정을 위해 각 형상에 따른 해석을 수행, 주요 세부 형상 주변의 유동 비교 분석 및 형상에 따른 공력 데이터의 변화를 관찰하고자 함. 이를 통해 최적의 형상 확정을 위한 데이터를 산출 함. 정밀 공력 해석이 수행된 주요 세부 형상 part는 다음과 같음.
  - Flap 형상
  - Wing body fairing 형상
  - Cooling Inlet Hole 및 Naca Intake 형상
  - Dorsal fin, Ventral fin 및 Rudder 최종 형상
  - 아래 그림은 Flap 형상 및 위치에 따른 공력 데이터 산출을 위한 해석 격자의 예시임

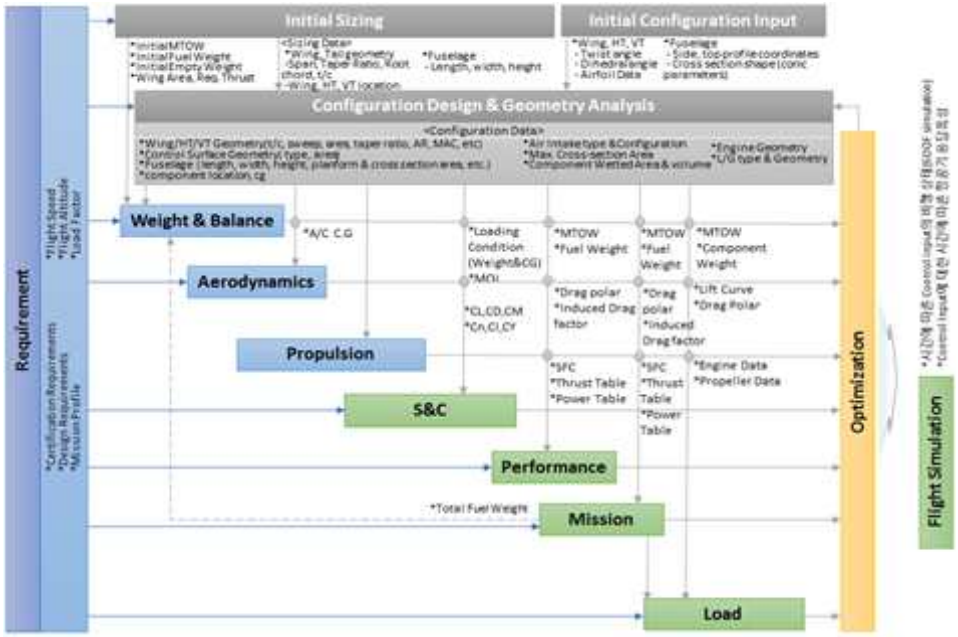


Flap 형상에 따른 공력 해석을 위한 격자

  - 해석 결과의 분석
  - 항공기 Full Body에 대한 공력 해석
  - Elevator와 Rudder는 Deflection 각도에 따른 격자생성
  - 착수된 해석업무를 완성하고 결과를 설계 반영 및 최종보고서 생성.

2) 공력DB Update

- 설계, 해석, 시험 등을 통해 얻어지는 공력 또는 공력에 영향을 주는 데이터베이스를 Basic Aerodynamic Database Report(BADR)을 통해 update하여 최신의 데이터가 조종안정성, 성능, 하중 해석에 사용될 수 있도록 함
- 공력 Data Base(이하 공력DB)는 Roskam이 제시한 방법을 따라, 기본 공력 데이터 보고서(Basic Aerodynamic Data Report:이하 BADR)를 구성하여 변화되는 데이터의 Revision이력과 공력데이터의 생성과 사용에 대한 체계적인 관리를 수행한다. 또한 공력DB와 함께 필요한 형상, 추진, 중량 데이터를 연계한 Data Flow Chart를 구성하여 경항공기 전체 데이터의 흐름을 보이고 공력 데이터 구성을 용이하게 한다.

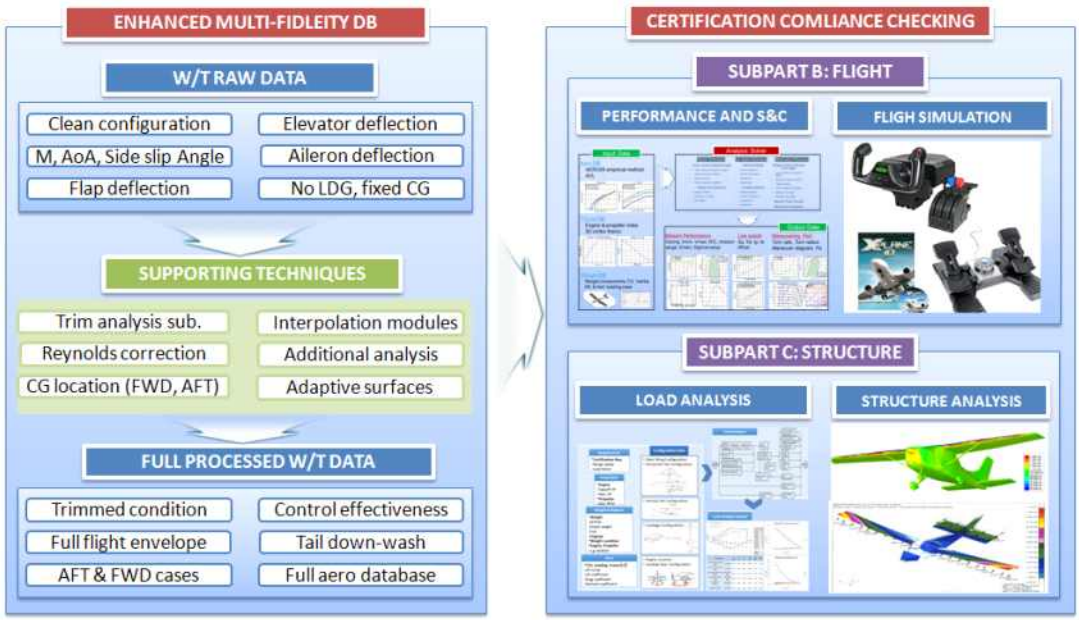


공력DB 구성을 위한 형상, 중량, 시험데이터와 각 해석간 흐름도

- 형상 해석의 경우는 좀 더 정확하고 강화된 공력DB 구축을 위해 개발한 다정밀 공력데이터 베이스 구축 방법(Multi-Fidelity Aero.DB construction method)을 사용하였으며 구축 프로세스는 다음과 같다.

- 다정밀 공력데이터 베이스 구축 방법 process

  다정밀 공력데이터 베이스 구축 방법 process는 그림과 같다. The process starts from the wind tunnel (W/T) raw test data with the clean configuration, the variation of angle of attack and side slip angle, and control surfaces deflection. There are missing parts in W/T test such as landing gear and installed propulsion system. In addition, the testing points such as Reynolds number, speed, and center of gravity (CG) location are limited due to budgets and time. Hence, the supporting techniques are developed to resolve these issues appropriately for providing necessary discrete data for other analysis disciplines as shown in Figure. The complete discrete data is provided by supporting techniques. Then, the data fusion block is implemented to supplement the high accuracy full processed aerodynamics database (AeroDB) by using advanced in-house techniques such as modified variable complexity modeling (MVCM), global variable fidelity modeling (GVFM), surrogate models, and an in-house computational fluid dynamics (CFD) AADL3D.



Full scale multi-fidelity 공력DB 구축 프로세스

Finally, the enhanced multi-fidelity AeroDB is generated from the raw W/T data after processing the proposed procedure. The enhanced multi-fidelity DB is implemented for increasing the reliability of analysis and simulation results to check the certification compliance as shown in Figure.

- 지원되는 기술항목

a) 트림해석 subroutine

The raw W/T data is not a trimmed condition at different flap deflection (takeoff, landing, and cruise condition). The longitudinal trim is interpolated from elevator deflection to have zero pitching moment from the raw W/T test data. The longitudinal trimmed lift and drag are counted by using this subroutine.

b)레이놀즈수 보정 및 마하수 보정

Reynolds correction

The parasite drag, maximum angle of attack, and maximum lift coefficient are performed for Reynolds correction effects following below equations where is skin friction coefficient. The maximum lift and AoA are corrected as following equations and Mach number correction. The Mach number correction for stability and control derivatives are presented as following panel method code AVL.

c) CG location

The aft and forward loading cases is converted by using equation

나. 조종안정성해석

1) Input data

■ 형상정보

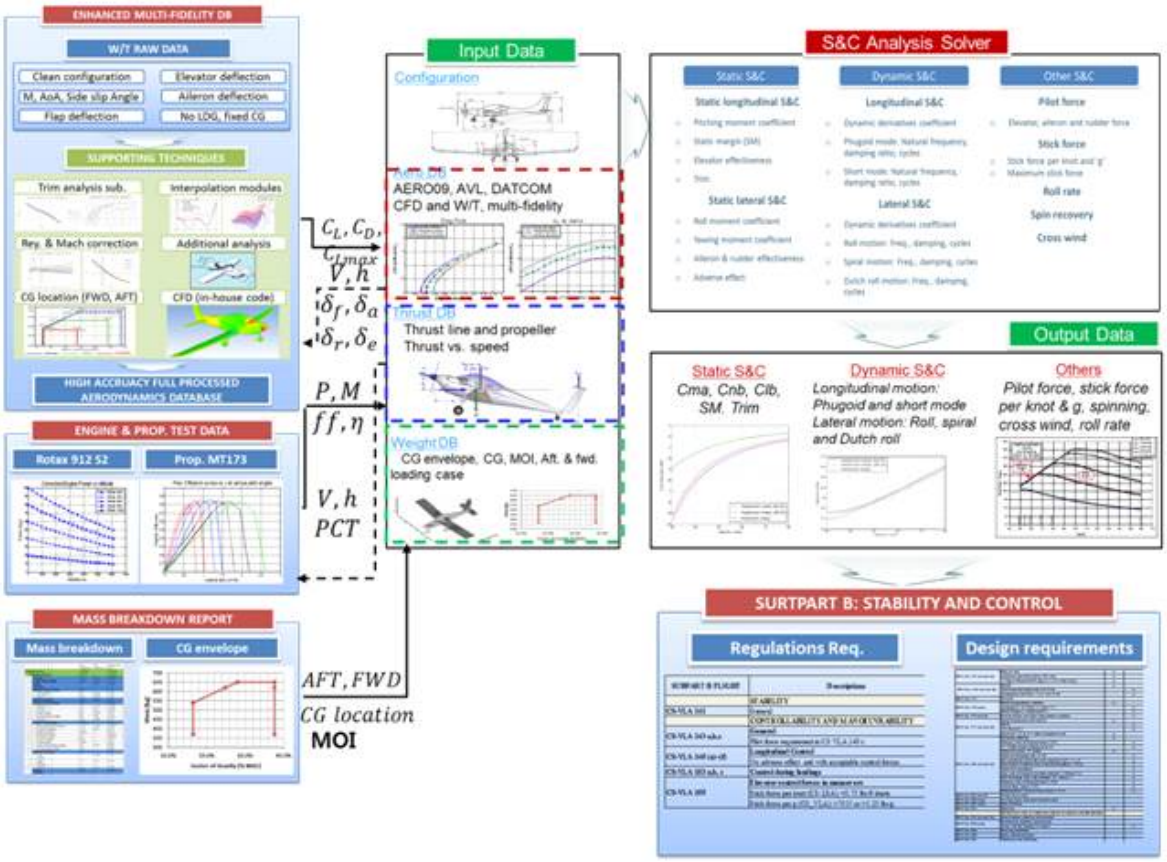
- 형상은 V205기준으로 Vessel사를 통해 확보된 FD KLA-100 Aircraft (VAD 0000 0000) 도면의 정보를 활용

■ 추진시스템

- Engine: Rotax 912 iSc/iS Sport and
- Propeller: MTV-34-1-A/170-200

2) Analysis tool introduction

- S&C해석 프로그램은 데이터베이스화된 W/T databases Aerodynamic Data, configuration data, propulsion data, and mass breakdown를 사용하도록 되어있다.(아래 그림 참조)
- 신뢰성있는 Aero data가 얻어짐으로 인해 좀더 신뢰성있는 조종안정성 해석결과를 얻을 수 있었고 그 결과를 KAS VLA Subpart B의 만족 여부를 확인



3) 결과

- S&C analysis are performed by using the full corrected AeroDB and mass breakdown (AFT, FWD_CG, Mid_CG, and MOI).

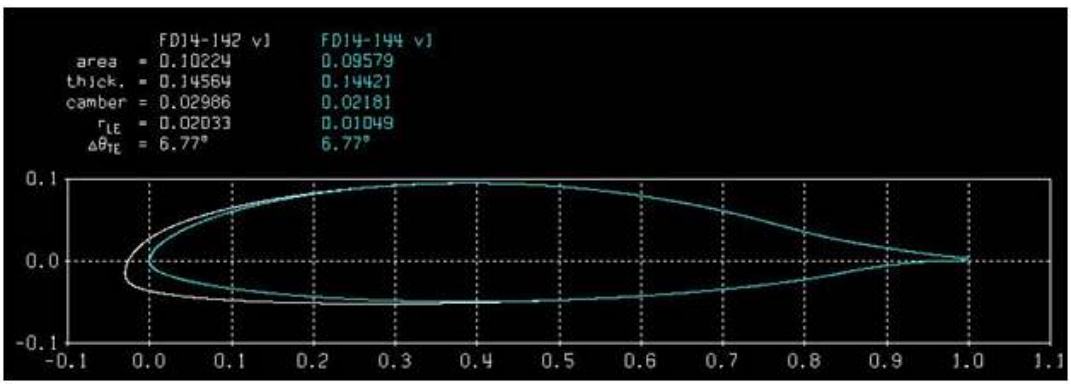
- The static and dynamic stability and control are complied with the certification regulations.
- The rate of change of yawing moment is marginal for design constraints and the static lateral derivative is close to the lower bound of design constraints. That is due to the small vertical tail.
- The S&C analysis are performed with reliable processed aeroDB, accurate MOI, and mass breakdown to comply with regulation. However, it is a mandatory to do flight test to verify the regulation.

나. 성능 해석

- 형상 V205에 대한 성능 해석결과에서 Update된 내용은 적용된 엔진의 사양변경에 따른 성능Data, Propeller 성능Data 확보 및 Aileron형상변경(길이증대)에 따라 영향을 받는 항목에 대한 재해석 결과를 포함하였다.
  성능에 대한 요구도는 인증규정에서 요구되는 기준에 대해 충족여부를 검토하고 해석결과를 제시하였다.
  또한 인증 규정 항목에 따른 요구도를 기준하여 해석을 통해 검토 가능한 항목에 대해서는 해석 결과를 제시하고 실 시험을 통해야만 입증이 가능한 항목은 별도로 표기하였다.
  해석에 필요한 입력 요소들은 각 입력Data에 대한 기준시점 및 근거를 제시하였다.

input data

- 형상 : V205
- Aerodynamics DB
  Wing airfoil aerodynamic analysis
  - Inner wing airfoil: FD14-144v1
  - Outer wing airfoil: FD14-142v1



주익 airfoil 단면 치수

Propulsion DB

- Engine: Rotax 912 iSc/iS Sport

Rotax 912 iSc/iS Sport Performance

Power setting	Engine speed (rpm)	Performance (kW)/(HP)	Torque		Fuel consumption (L / h)
			(Nm)	(ft.lb)	
Take-off power	5800	73.5/100	121,4	89.54	26.1
max. continuous power	5500	72.0/97.9	126,4	93.23	23.6
75 %	5000	54.0/73.4	103,1	76.04	16.5
65 %	4800	46.7/63.5	93,3	68.81	13.7
50 %	4300	35.9/48.8	78,5	57.90	11.1

- Propeller MTV-34-1-A/170-200
  3 blades propeller is used for performance analysis, Beta = 20 deg.
- Weight DB
  Most FWD: 16.5% and MTOW 403.5 kg
  Most AFT: 36.91% and MTOW 620 kg

성능해석결과

- The updated performance analysis for regulation and design requirements checking was presented by using full processed aero DB (Reynolds and Mach correction), Rotax 912 iSc/iS Sport and MTV-34-1-A/170-200
  The full CG envelop was analyzed (AFT, FWD, and Mid CG) with Power ON/OFF condition.

< Subpart B 및 설계 요구도 요약 >

	Descriptions	Checking
Regulation		
Stalling speed	VS0 <45 knots	Satisfied
Take-off	Sto < 500 (m)	Satisfied
Climbs	RoC>2 m/s (takeoff flap)	Satisfied
Balked landing	A steady angle of climb at sea level of at least 1:30	Satisfied
Design requirements		
Maximum Cruise Speed	>132 kts	Satisfied
Stall Speed(VS0)	< 45 kts	Satisfied
Never Exceed Speed(VNE)	> 160 kts	
Max Rate of Climb	> 4 m/s	Satisfied
Service Ceiling	> 12 000ft	Satisfied
Take off Distance	< 340 m	Satisfied
Maximum range	> 1400 km	Satisfied
Endurance	> 6 hours	Satisfied

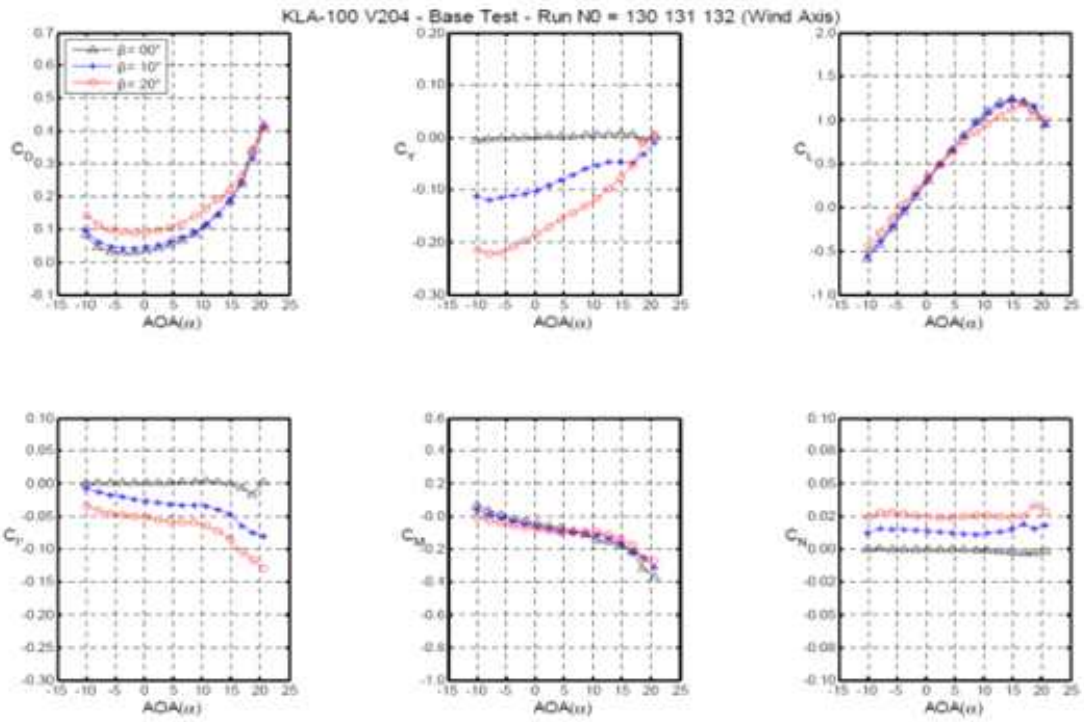
다. 풍동시험결과분석

V204 형상 의 풍동시험 결과에 대한 분석 결과이다. 각 조종면의 특성에 대한 분석결과를 포함 하였다. 또한 기존 형상 VO5풍동시험 결과에 대한 비교 결과도 포함하였다. 풍동시험 모델은 20% 축소하여 제작되었으며, 모델제작을 위한 형상자료 및 데이터는 (주)베셀에서 제공되었으며, 풍동 시험 데이터는 시험기관인 공군사관학교에서 제공된 자료를 근거하여 분석하였다.

V204형상은 VO5 형상에 비해, 주익 위치는 앞으로 이동하고, Cabin의 높이가 축소되고, 후방 동체의 면적이 줄었으며, 수직 꼬리날개의 면적이 증가하고 Rudder의 면적은 줄었다. 주익 익형의 경우, GA37A315mod에서 FD14-144로 변경되었고, 주익의 span 방향 70% 지점에서 Wingcuff를 적용하였다. Winglet의 형상 및 Flap 및 Aileron형상 또한 변경되었으며 Aileron 면적은 증가하였다

1) Baseline test결과

- Clean Configuration, V=40m/s 에서 baseline test가 수행되었으며, 받음각(AOA) 및 사이드 슬립각(AOS)에 따른 공력계수의 변화는 다음과 같다.



<Baseline test>

- Yawing Moment, rolling moment coeffient, normal force는 Sideslip angle이 0일 때 0의 값을 가지나, sideslip angle이 커질수록 절대값이 커지며, Yawing Moment는 증가하고 Normal Force는 감소하는 경향을 보인다.

  또한 Drag Coefficient의 경우 Sideslip angle이 커질수록 다소 증가하는 경향을 보이나, Lift Coefficient 및 Moment Coefficient의 경우에 있어서는 거의 동일한 경향을 보임을 알 수 있다.
- 나머지 시험 조건들에 대한 분석 결과는 별도 보고서를 참조

2) 분석결과

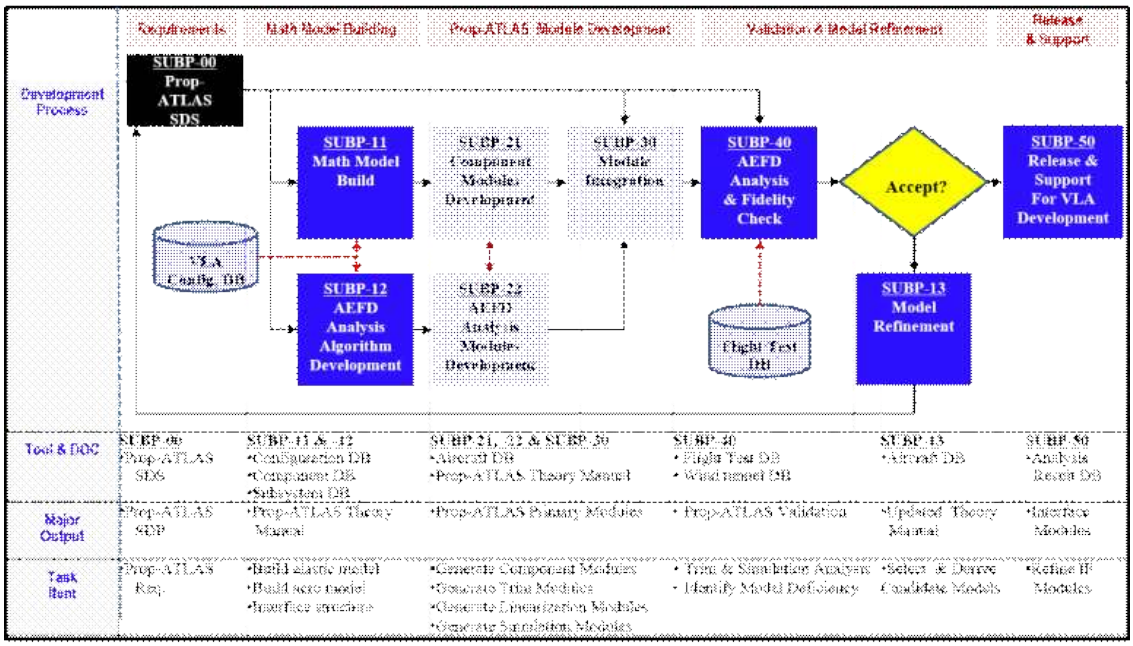
- 풍동시험을 통하여 조종면 및 플랩의 변위에 따른 공력계수(Lift, Drag, Moment, Rolling, Yawing, Normal Force Coefficient)를 분석하였다.
  각 시험 결과의 특성에 대한 경향 및 분석결과는 시험 항목별로 언급 하였으며 결론적으로는 V204형상에 대해서는 각 조종면 들에 대한 형상 재검토가 필요한 것으로 보이며 종전형상VO5와 의 비교분석 결과를 볼 때 V204가 VO5 보다 Clean Configuration에서 실속 특성은 더 좋아진 것으로 보이나 Flap형상에서는 오히려 좋지 않은 경향을 나타냈다.
  또한 각 조종면 효과를 볼 때 VO5 대비 조종면 변화 각에 따른 moment coefficient 값의 변화가 심하여 조종성 측면에서 더 좋지 않은 것으로 판단되므로 형상변경의 검토가 필요한 것으로 나타났다.

라. 비행역학해석

1) Prop-ATLAS 개발

가) Prop-ATLAS의 개발 절차는 아래와 같다.

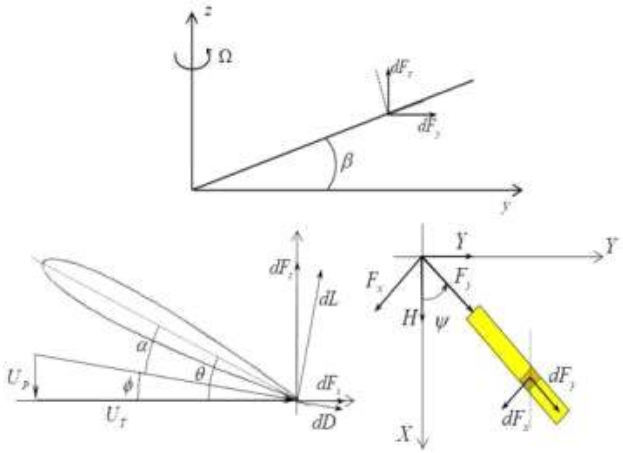
- 요구조건 파악.
- 항공기 각 Part별 수학 모델 개발
- 개발된 수학모델에 대한 프로그램 모듈 개발.
- 프로그램 모듈 통합.
- 검증 및 수정



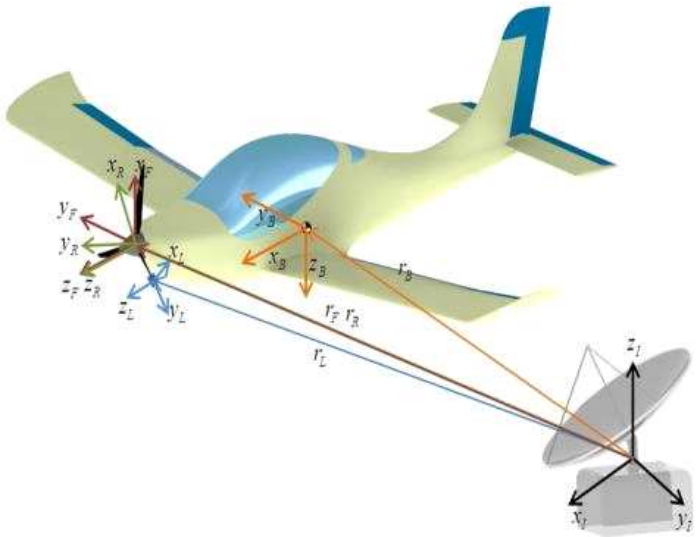
Prop-ATLAS 개발 절차

나) Propeller model

- 깃 요소 이론(Blade Element Method)과 Prescribe Wake 이론을 결합하여 프로펠러에 작용하는 공기력을 예측하고 프로펠러로 인하여 발생하는 공력면의 유도 속도를 계산하여 프로펠러가 주익과 미익, 동체에 미치는 영향을 분석 할 수 있다. 또한, 프로펠러에서 발생하는 점성 및 압축성 효과를 포함한 공기력 분포를 예측하기 위하여 깃 요소 이론과 Vortex 이론을 결합하는 방법을 이용하였다.



<프로펠러의 좌표축 정의>



<지면 좌표계에 대한 항공기 동체 좌표계 및 프로펠러 좌표계>

<프로펠러 좌표축의 정의>

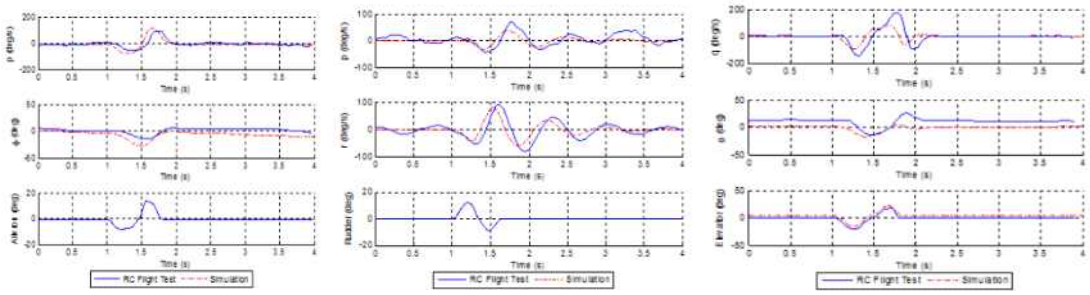
좌표계	하첨자	좌표축 정의
Body fixed Coordinate	B	x_B : 항공기 앞쪽 방향 y_B : 항공기의 오른쪽 날개 방향 z_B : $x_B \times y_B$ 방향
Fixed Spinner Coordinate	F	x_F : $y_F \times z_F$ 방향 y_F : y_B와 동일한 방향 z_B : 프로펠러 면에 수직한 앞쪽 방향
Rotating Spinner Coordinate	R	x_R : x_F에서 Azimuth angle만큼 회전한 방향 y_R : y_F에서 Azimuth angle만큼 회전한 방향 z_R : 프로펠러 면에 수직한 앞쪽 방향
Propeller section Coordinate	L	x_L : $y_L \times z_L$ 방향 y_L : 프로펠러 날개방향 z_L : 프로펠러 면에 수직한 앞쪽 방향

Prop-ATLAS 검증

- 20% 스케일 RC모델로부터 획득한 비행시험 데이터와 Prop-ATLAS에서 계산된 결과 데이터를 이용하여 개발한 프로그램을 검증함.



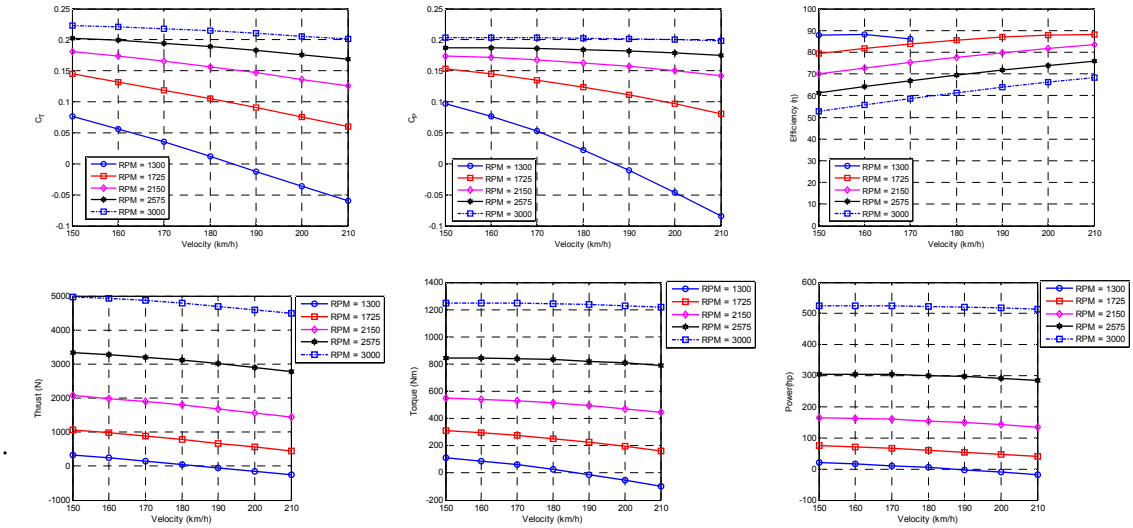
<RC모델의 형상>



<비행시험 데이터와 Prop-ATLAS의 계산 데이터 비교 검증.>

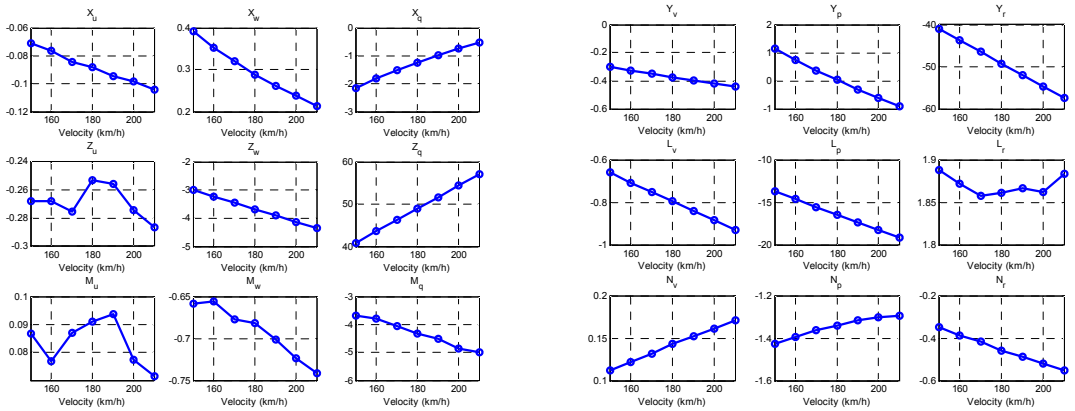
2) 프로펠러 성능 해석

- 개발된 Prop-ATLAS를 이용하여 프로펠러 해석을 수행하였다. 프로펠러 해석을 통하여 추력, 토크 및 각 RPM별로 최고 효율을 갖는 속도를 확인하였으며 엔진 동력에 따라 프로펠러의 최대 회전수를 예측 할 수 있었다.

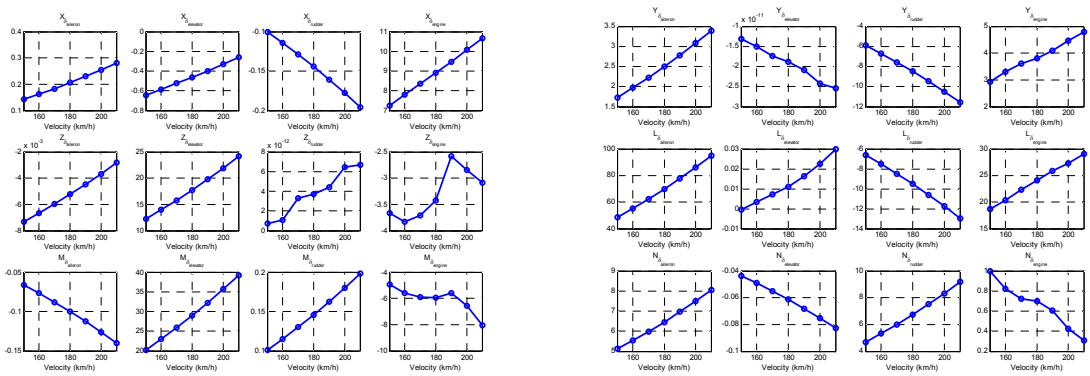


<프로펠러 성능 해석>

• 안정 및 조종 미계수



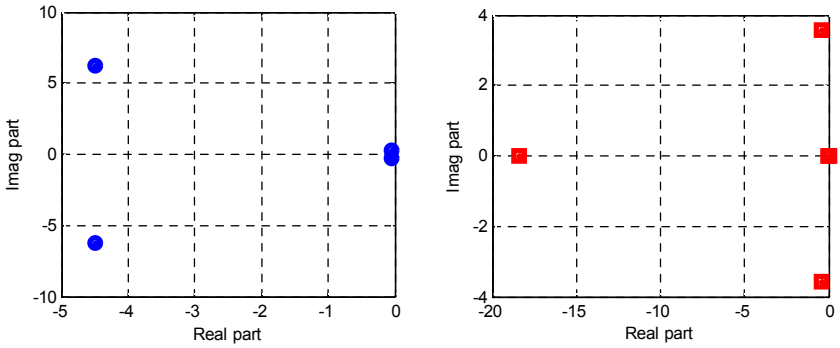
<안정미계수>



<조종미계수>

3) Mode 해석

• Short period, Phugoid, Spiral, Dutch roll, roll mode 모두 안정한 특성을 보이고 있으므로 현재 개발 중인 항공기는 선정된 Trim 영역에서 안정하다고 판단할 수 있다.



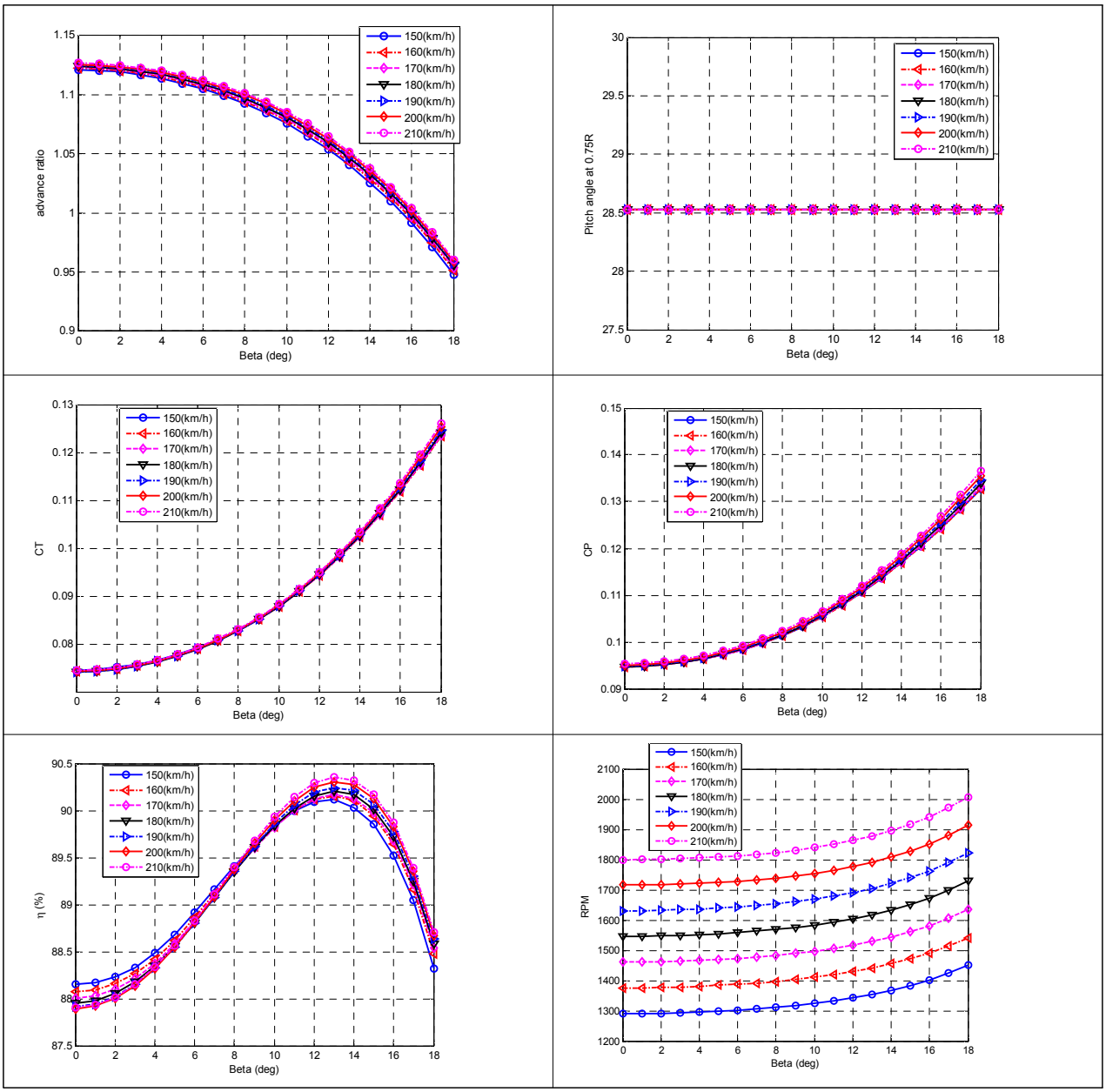
<종축, 횡축 mode>

4) 트림해석

- 트림해석은 지정된 비행영역에 대한 대상 항공기의 비행성능해석을 일컫는다. 트림해석결과를 이용하여 비행성능 및 조종마진을 확인함으로써 비행한계를 설정할 수 있다. 본 연구에서는 전진 및 상승 비행성능에 대하여 트림해석을 수행하였으며 그 결과는 아래와 같다.

(1) Beta Sweep에 따른 트림해석 결과(일부)

<Propeller Performance>



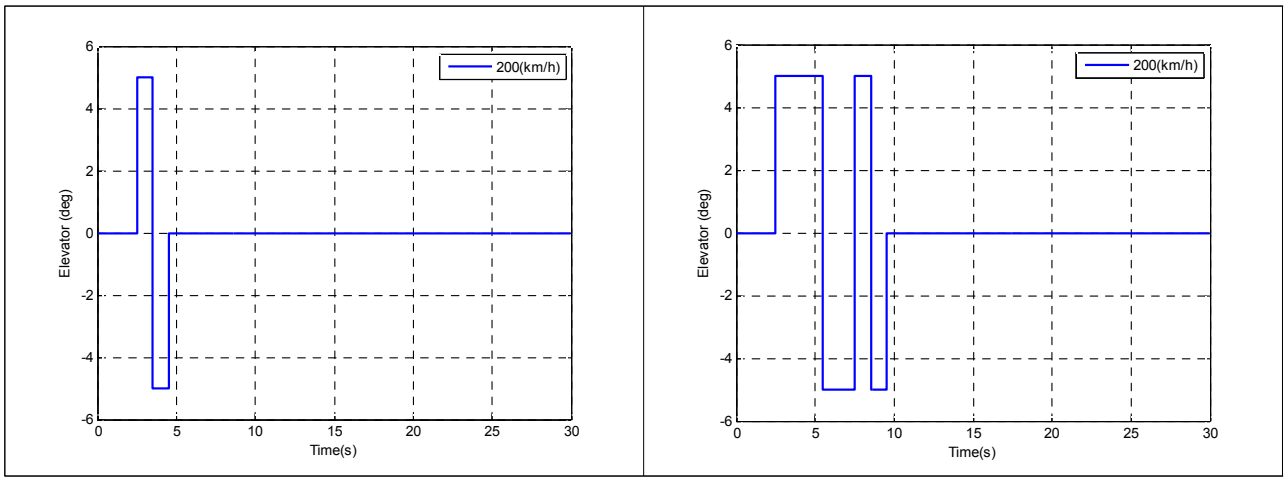
5) 시뮬레이션

가) 시뮬레이션에서 Doublet, 3211신호를 사용하였으며 모든 조종간에 대한 응답특성을 확인하였다. 특히, 선형 모델과 비선형 모델을 비교함으로써 선형 모델의 타당성을 검증하였으며 관성 모멘트가 각 상태변수에 어떻게 영향을 미치는지 확인하였다.

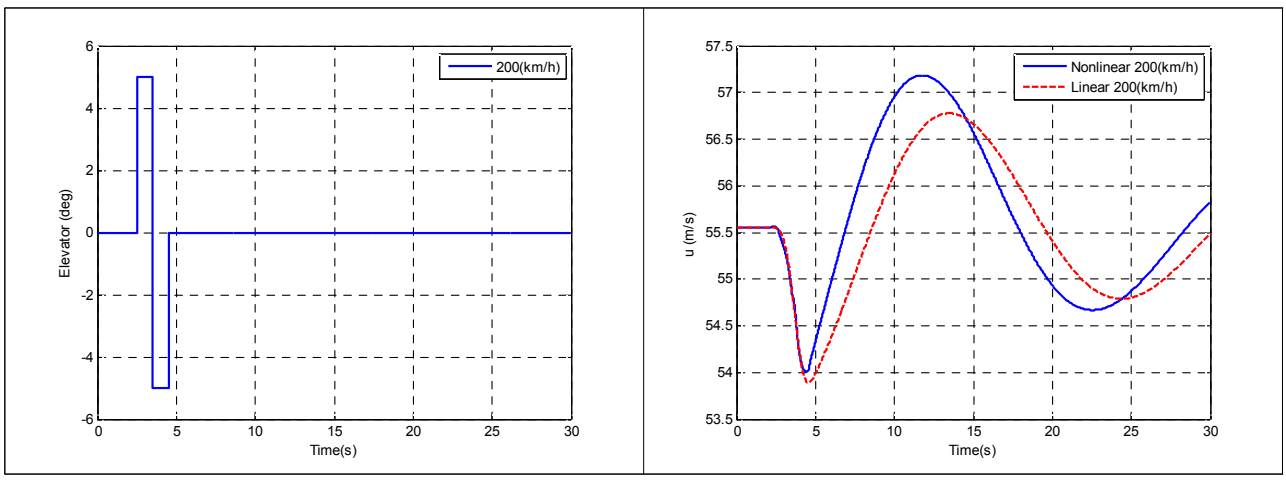
나) 비행 시뮬레이션의 초기조건 및 조종간 입력은 아래와 같다.

- 속도 : 200km/h
- 고도 : 2000m
- 옆미끄럼각 : 0(deg)
- 상승각 : 0(deg)
- 각 조종간 입력신호 : 표. 조종간 입력신호 유형

<조종간 입력신호 유형>



<Elevator에 대한 Doublet 입력 결과>

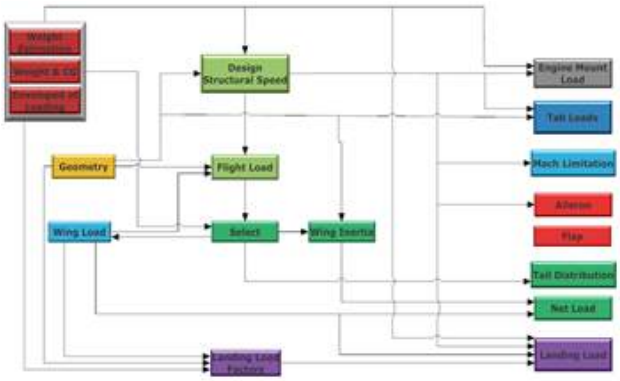


다) Aileron에 3211 신호를 가하였을 경우, 선형 모델과 비선형 모델의 자세각 및 각속도에서 차이를 보이고 있다. 이는 시뮬레이션에서 이용한 관성 모멘트에 의한 것으로 I_{xy}와 I_{zy}가 '0'이 아닌 값이 이용됨에 따라 선형 모델과 비선형 모델의

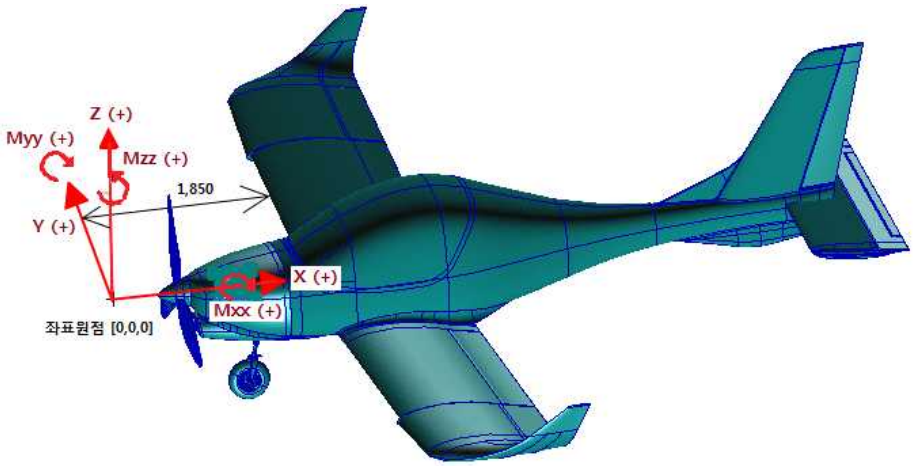
각가속도 오차에 의해 나타나는 현상이다. 또한, Rudder에 Doublet 및 3211 신호를 입력할 경우 각속도 'r'이 진동하는 형태로 나타난다. 이는 항공기의 Dihedral angle에 의하여 안정한 방향으로 Roll moment가 발생하는 것을 보여준다.

마. 하중해석

- 항공기는 기동 및 착륙 시, 돌풍, 위급 상황 등에서 여러 가지 하중을 받게 된다. 항공기의 각 부분의 구조물은 이러한 하중을 지지할 수 있는 강도 및 강성으로 설계되어야 한다. 항공기가 외부로부터 받을 수 있는 모든 하중을 정의하고 각 부분의 설계 시 반드시 고려하여야 하는 하중조건을 임계하중이라고 명명하고 각 부분의 임계하중조건과 그 크기 및 분포를 계산한다.
- 항공기 전기체를 동체, 날개, 수평미익, 수직미익, 플랩, 에일러론, 엘리베이터, 러더, 엔진 장착부, 랜딩기어 및 장착부, 탑재장비 장착부 등으로 나누었다. 기동 및 돌풍 등 비행 시와 착륙 시 작용하는 하중조건 280개를 정의하고, 비상 착륙하중 등의 기타 하중을 정의하여 각 부분의 임계하중을 정의하고 계산하였다.
- 전체 작용하중과 설계 임계 하중의 정의 및 계산은 In-House 코드 LALA를 기본으로 사용하였으며, 각 단계에서 엑셀 코드를 이용한 부분 계산으로 계산의 정확성을 확인하였다.



<LALA 프로그램 하중해석 코드 계산 과정>



<설계 항공기 형상 및 좌표계, 하중 부호 정의>

1) 균형하중 조건

- 항공기에 작용하는 모든 비행하중 조건은 1차 하중계산에서 수행한 과정과 동일하게, 중량 및 CG 조건, 속도 조건, 고도 조건, 기동 및 돌풍하중배수 등의 조건들을 조합하여 총 280 개의 균형 하중 조건을 설정하였다. 1차 계산에서는 대부분의 입력데이터가 예측치 이나 2차 계산에서는 주로 계산 데이터가 사용되었다.

  - 형상
    - Cruise Configuration (Flap retracted)
    - Landing Configuration (Flap extended)
  - 중량 및 CG
    - MC1: Min. Weight forward CG
    - MC2: Max. Weight after CG
    - MC3: Max. Weight forward CG
    - MC4: Min. Weight after CG
  - 고도
    - 0 m (Sea Level Altitude)
    - 1524 m (= 5000 ft, Cruise Altitude)
    - 4267 m (= 14000 ft, Maximum Operating Altitude)

- 여기서, Cruise 형상은 OML 수정에 따라 1차 계산에서의 설계 요구조건에서 수정되었으며, 중량 및 C.G 4가지 조건은 항공기 설계 수준이 높아짐에 따라 중량데이터가 보완되었다.
- 비행포위선도상의 모든 점에서, 항공기는 특정 선형 가속도 또는 양력, 항력, 모멘트의 반력인 꼬리날개 하중에 의해 균형을 잡는다. 이러한 균형하중 계산을 위한 데이터는 무게중심에서의 하중, 공력면 형상, 구조설계속도, 공력계수로 이루어진다. 균형하중이 정립된 후에는 각 구조물에 대한 임계구조 하중이 결정된다. 균형하중에서는 Trim 조건이 형성되어 힘과 피칭모우멘트 평형이 확인되어야 한다. 280 개의 균형하중 중 순항조건, MC1, 고도 0에서의 한 예를 보여주면 아래 표와 같다.

<설계 점에서 균형하중 계산 결과 (Case 1 ~ 20)>

MC1	W= 540	Xcg = 2,063	Zcg = 1,096	고도 = 0		Dens. = 1.225				
No.	Condition	V (EAS)	NZ	AoA	CL	M (W+F)	LZW +LT	LZW	LT	DX
1	STALL 1G	43.07	1	15.66	1.517	-1,084	5,273	5,597	-324	-816
2	STALL +N	83.95	3.8	15.66	1.517	-4,118	20,036	21,364	-1,234	-3,103
3	MAN A	101	3.797	8.681	1.053	-3,426	20,206	21,324	-1,209	-923
4	MAN C	132	3.8	4.007	0.617	-2,953	20,265	21,369	-1,238	1,216
5	MAN D	178	3.802	1.465	0.339	-2,503	20,253	21,467	-1,326	4,115
6	MAN -D	178	0.002	-1.34	2E-04	661	-119	229	-218	5,539
7	MAN -C	132	-2	-3.795	-0.325	1,885	-10,857	-11,058	452	3,435
8	STALL -N	86.19	-2	-6.815	-0.762	1,602	-10,853	-11,108	513	1,526
9	STALL -1G	60.95	-1	-6.815	-0.762	801	-5,426	-5,554	257	763
10	GUST +C	132	5.765	7.321	0.936	-5,008	30,707	32,379	-1,839	-649
11	GUST +D	178	4.249	1.815	0.379	-2,898	22,643	23,967	-1,458	3,889
12	GUST -D	178	-2.26	-2.885	-0.201	2,402	-12,265	-12,374	429	6,039
13	GUST -C	139.3	-3.77	-5.38	-0.549	3,194	-20,411	-20,886	936	3,956
14	Balance A	101	0.998	0.924	0.277	-610	5,311	5,647	-361	1,431
15	BAL C	132	0.996	-0.04	0.162	-443	5,274	5,685	-409	2,730
16	BAL D	178	0.998	-0.632	0.089	-138	5,229	5,793	-506	5,244
17	ST ROL A	101	2.533	4.848	0.702	-2,034	13,506	14,237	-818	467
18	ST ROL C	132	2.533	2.099	0.411	-1,769	13,502	14,278	-860	2,033
19	ST ROL D	178	2.533	0.496	0.226	-1,410	13,459	14,372	-954	4,686
20	AC ROLL	77.4	3.23	15.66	1.517	-3,501	17,031	18,159	-1,049	-2,638

2) 중량 및 CG

- 정의한 네 가지의 중량 및 CG 조건은 아래 표와 같으며, 이 중량조건을 정의한 근거를 아래 표에서 제시하고 있다.

<표. 중량 및 CG 정의>

Name	CG Designation	Weight		Xcg		Zcg	
		lbs	Kg	in	m	in	m
MC1	Min. weight fwd	1,190.5	540.0	80.22	2.063	43.16	1.096
MC2	Max. weight fwd	1,433.0	650.0	86.50	2.197	43.09	1.095
MC3	Max. weight rear	1,433.0	650.0	90.71	2.304	43.89	1.115
MC4	Min. weight rear	845.5	383.5	90.74	2.305	43.16	1.096

(i) MC1: Min. Weight forward CG

MC1	Weight (kg)	CG Position (m)	Moment
Aircraft Empty weight	420	2.004	841.68
Fuel	0	2.058	0.00
Pilot left	53	2.425	128.55
Pilot right	54	2.428	131.11
Luggage	0	3.265	0.00
FWD Trim ballast	13	0.990	12.87
RWD Trim ballast	0	6.100	0.00
TOW	540		1114.206
CG, x, DP	2.063		
CG, x, WE	0.213		
CG, %	18.235		

(ii) MC2: Max. Weight forward CG

MC2	Weight (kg)	CG Position (m)	Moment
Aircraft Empty weight	340	2.004	681.360
Fuel	93.5	2.058	192.629
Pilot left	120	2.587	310.629
Pilot right	96.4	2.530	243.906
Luggage	0	3.265	0.00
FWD Trim ballast	0	0.990	0.00
RWD Trim ballast	0	6.100	0.00
TOW	650		1428.343
CG, x, DP	2.197		
CG, x, WE	0.347		
CG, %	29.697		

(iii) MC3: Max. Weight Rear CG

MC3	Weight (kg)	CG Position (m)	Moment
Aircraft Empty weight	340	2.004	681.360
Fuel	28.8	2.058	59.270
Pilot left	120	2.587	310.448
Pilot right	116	2.577	298.980
Luggage	45.2	3.265	147.578
FWD Trim ballast	0	0.990	0.00
RWD Trim ballast	0	6.100	0.00
TOW	650		1497.636
CG, x, DP	2.304		
CG, x, WE	0.454		
CG, %	38.808		

(iv) MC4: Min. Weight Rear CG

MC4	Weight (kg)	CG Position (m)	Moment
Aircraft Empty weight	320	2.004	681.360
Fuel	0	2.058	59.270
Pilot left	39	2.392	310.448
Pilot right	0	2.298	298.980
Luggage	0	3.265	147.578
FWD Trim ballast	0	0.990	0.00
RWD Trim ballast	24.5	6.100	0.00
TOW	383.5		884.007
CG, x, DP	2.304		
CG, x, WE	0.454		
CG, %	38.898		

3) 설계 속도

- KLA-100의 구조설계속도는 최대이륙중량(650kg) 조건을 기준으로 설정하였다. 수정된 구조설계 요구조건에서 엑셀 코드를 이용한 계산과정은 다음과 같다.

<구조설계 속도>

구분	속도			의미
	km/h	KEAS	m/sec	
V_S	86.5	46.7	24.0	Cruise/최대중량 실속 속도
$V_{S,MFW}$	66.5	35.9	18.5	Cruise/최소중량 실속 속도
V_{SO}	72.8	39.3	20.2	플랩 내림/최대중량 실속 속도
$V_{SO,MFW}$	55.9	30.2	15.5	플랩 내림/최소중량 실속 속도
V_H	245	132	67.9	최대 수평 속도
V_{NE}	296	160	82.3	초과 금지 속도
V_{NO}	245	132	67.9	최대 기체 Cruise 속도
V_F, T/O	195	105	54.0	플랩 내림 속도, 이륙 시
V_F, Landing	148	80	41.2	플랩 내림 속도, 착륙 시
V_F, Full	131	70.8	36.4	플랩 내림 속도, 최대 변위 시
V_A	187	101	52.0	최대중량 설계 기동 속도
V_C	245	132	67.9	설계 순항 속도
V_D	330	178	91.6	설계 강하 속도

<기체 설계속도 계산 과정>

1 m/sec =	1.9438	kts	n =	3.8			
Vh =	67.91	m/sec	132	kts			
MTOW =	650	Kg					
MFW =	383.50	Kg					
S =	11.817	m2					
g =	9.81	m/sec2					
ρ0 =	1.225	Kg/m3					
CA,max12 =		1.517					
CA,max12,land =		1.740					
Vs =	SQRT(MTOW/(ρ0/2*S*CAmax12)) =			24.04	m/sec	46.7	kts
Vs,MFW =	SQRT(MFW/(ρ0/2*S*CAmax12)) =			18.46		35.9	
Vs0 =	SQRT(MTOW/(ρ0/2*S*CAmax12,land))=			20.23	m/sec	39.3	kts
Vs0,MFW =	SQRT(MFW/(ρ0/2*S*CAmax12,land)) =			15.54		30.2	
Vc1 =	2.4*SQRT(Mg/S) =		55.75	m/sec	108	kts	
Vc2 =	0.9*Vh =		61.12	m/sec	119	kts	
Vc.min =	Min(Vc1, Vc2) =		56.02	m/sec	109	kts	
Vc(Chosen) =			67.9	m/sec	132	kts	
Vd1 >	1.25*Vc =		84.89	m/sec	165	kts	
Vd2 >	1.4*Vc,min =		78.43	m/sec	152	kts	
Vd.min =	Min(Vd1, Vd2) =		78.43	m/sec	152	kts	
Vd(Chosen) =			91.6	m/sec	178	kts	
Va1	> Vs*SQRT(n) =		46.9	m/sec	91	kts	
Va2	< Vc =		67.9	m/sec	132	kts	
Va(Chosen) =			52.2	m/sec	101	kts	
Vf,min	> (Max(1.4*Vs,1.8Vs0)=		36.4	m/sec	70.8	kts	
VF,Full(Chosen) =			41.2	m/sec	80	kts	
Vne =	>0.9*Vd =		82.4	m/sec	160.2	kts	
Vno =	max(Vc,min,min(Vc,0.89*Vne)) =		67.9	m/sec	132	kts	

4) 고도 조건

하중 조건에서 사용하는 고도는 다음 3 가지이다.

- 0 m (Sea level)
- 1,524 m (= 5000 ft, Cruise Altitude)
- 4,267 m (= 14000 ft, Maximum Operating Altitude)

5) 기동 하중배수

- KLA-100 설계에서 요구하는 최대 이륙중량 및 하중배수는 아래 표와 같다. 구조하중은 기동배수와 중량과의 곱으로 표현된다. KLA-100 개발에서 요구하는 중량조건에는 운용 MTOW 600kg과 항공기 구조를 고려한 650kg 최대이륙중량 조건 등이다. 여기에서 모든 조건을 포함하기 위하여 가장 하중이 큰 조건을 선택하였다. 선정한 최대 이륙중량 및 하중조건은 650 kg에 -2.0 ~ +3.8 이다.

6) 돌풍 하중배수

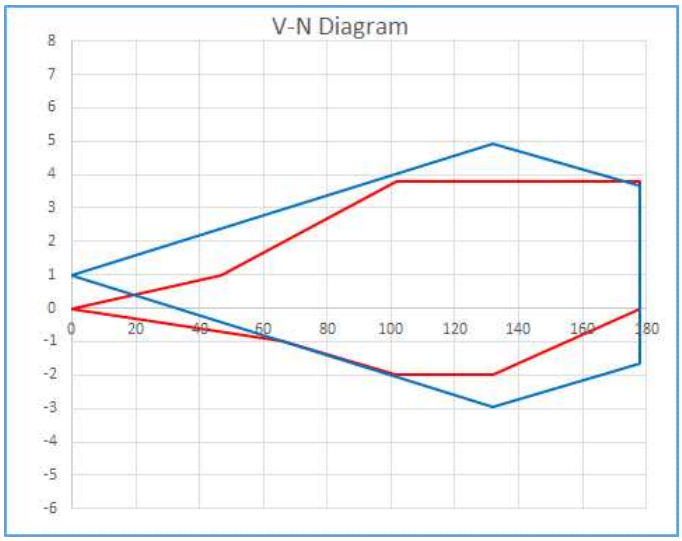
- 돌풍하중배수는 산출식에 근거하여 각 설계 점에서 돌풍하중배수를 계산한다. LALA로 계산하고 아래 표와 같이 엑셀로 확인하였다.

<해수면, 속도 Vc에서 돌풍배수 계산 예>

MTOW =	650	Kg	
MFW =	383.50	Kg	
g =	9.81	m/sec2	
ρ0 = ρ =	1.225	Kg/m3	
S =	11.817	m2	
C =	1.166	m	
V =	64.3	m/sec	
a =	5.159		
Ude =	15.24	m/s	
μg =		2(M/S)/ρCa =	14.929
Kg =		0.88μg/(5.3+μg) =	0.649
n_MTOW =		1+(ρ0 /2V a kg Ude)/(Mg/S) =	4.73
n_MFW =		1+(ρ0 /2V a kg Ude)/(Mg/S) =	7.32

7) 비행포위선도

- 중량조건, 기동조건, 계산한 돌풍조건 등을 모두 포함하는 비행포위선도를 도시하면 아래 그림과 같다. 포위선도는 해면고도에서부터 최대운용고도(14000 ft)까지 포함하고 있다. 또한 플랩올림형상(순항 시)과 플랩내림형상(이착륙 시)을 포함하고 있다. 아래 그림은 CG Designation의 첫 번째 경우인 MC1(Min.W FWD) 상태일 때, 해면 고도에서 순항 조건에서의 비행포위 선도를 나타 낸 것이다.



V	KEAS
V_S	39
V_A	90
V_C	132
V_D	178
+n	+4
-n	-2

<비행 포위선도(650 Kg, Sea level)>

8) 각 부분의 임계하중

- V205 형상의 주 날개, 수평미익, 수직미익, 동체, 엔진지지구조, 착륙장치와 에일러론, 플랩, 엘리베이트 등의 조종면에 작용 하는 임계하중조건과 크기 및 분포를 정의하고 계산하여 구조설계에 적용할 수 있게 하였다. 공력하중은 LASA(Load Analysis for Small Aircraft)라는 소프트웨어를 이용하여 계산하였다.

가) 주 날개 하중

- V205 모델의 6가지 임계하중의 경우는 기동 시에는 최대이륙중량, 돌풍 시는 최소이륙중량 상태로 순항 시에 발생한다. 280 개의 하중조건 중 뿌리에서 구조내력 굽힘하중 및 비틀림하중이 고려된 6 개의 조건을 아래 그림과 같이 선정하였다. 임계하중에는 대칭하중과 비대칭하중이 포함된다.

<주익 하중조건>

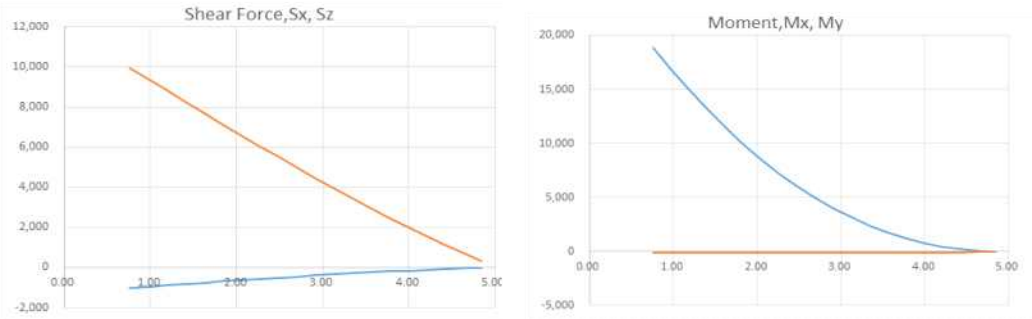
PHAA(Positive High Angle of Attack) : STALL +N or MAN A
PLAA(Positive Low Angle of Attack) : MAN D or GUST D
PMAA(Positive Medium Angle of Attack) : MAN C or GUST C
NAA(Negative Angle of Attack) : STALL -N or MAN -C or MAN -D or GUST -C or GUST -D
AC Roll(Accelerated Roll) : ACROLL
ST Roll(Steady Roll) : ST ROL A or ST ROL C or ST ROL D

- 선정된 6개의 날개 임계하중조건에서 최대 전단력, 굽힘모우멘트 및 비틀림모우멘트는 아래 표와 같다.

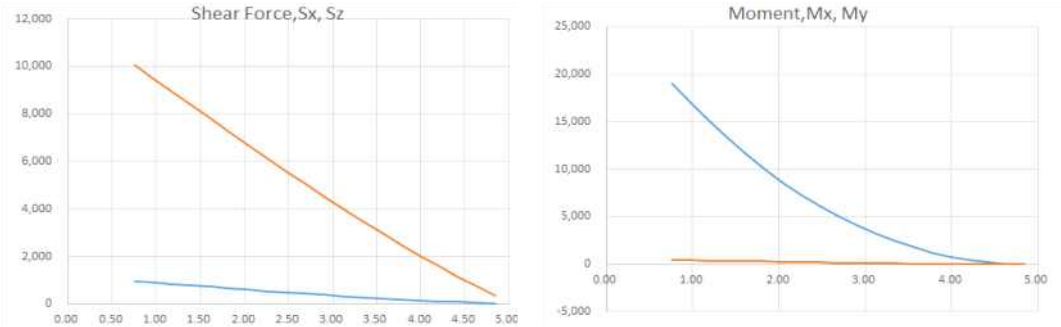
<주익 임계조건 별 최대 전단력 및 모멘트>

Case Description		Y [m]	SX [N]	SZ [N]	Mxx [N·m]	Myy [N·m]
Positive High Angle of Attack (PHAA)	Case 23	0.76	-1023.0	9,954	18,888	-80.0
Positive Low Angle of Attack (PLAA)	Case 25	0.76	965.0	10,039	19,049	461.8
Positive Medium Angle of Attack (PMAA)	Case 150	0.76	-1,098	14,067	26,692	4,922
Negative Angle of Attack (NAA)	Case 213	0.76	908	-572.1	-19,159	5,095
AC Roll = 100 % +70 % (ACRL)	Case 40	0.76	965.0	10,039	19,049	461.8
			676	7,027	13,334	323.3
ST Roll = 2/3 Case 25 (STRL)	Case 39	0.76	643	6,693	12,699	308

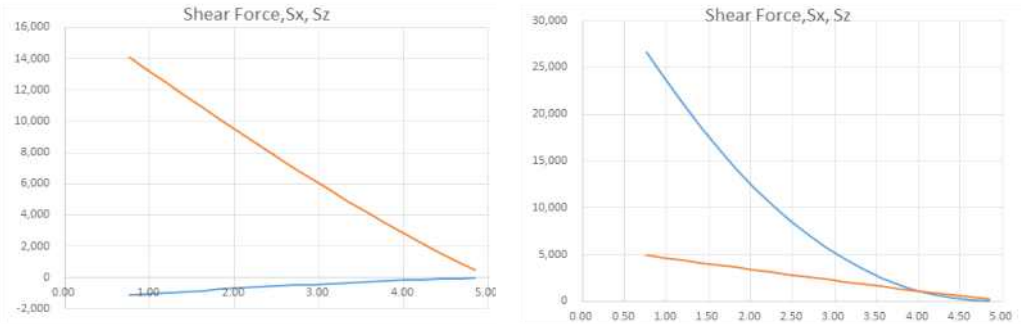
- 6가지 임계 하중 조건 중 비대칭하중을 제외한 4 개의 대칭조건에 대한 전단력, 굽힘모멘트 및 비틀림모우멘트 선도는 아래 그림과 같다.



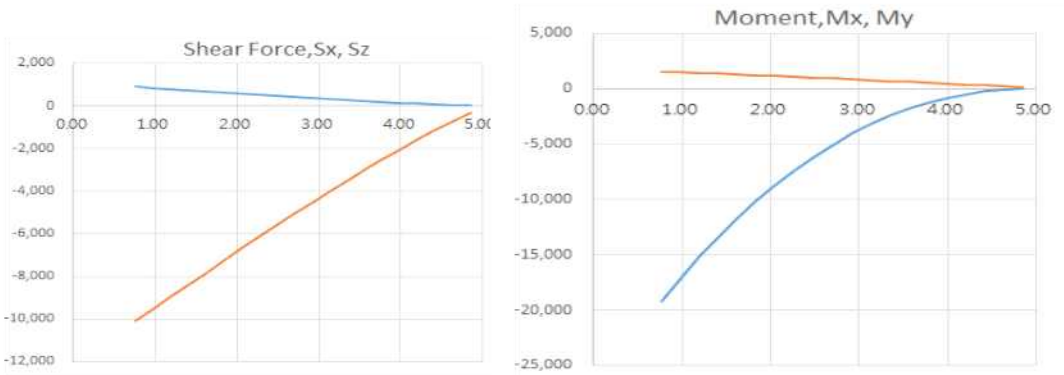
<날개 전단력, 굽힘/뒤틀림 모멘트 분포 선도 (Case 23)>



<날개 전단력, 굽힘/뒤틀림 모멘트 분포 선도 (Case 25)>

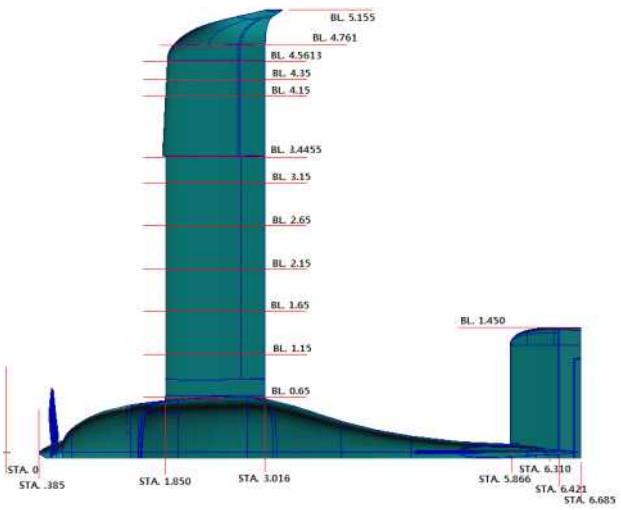


<날개 전단력, 굽힘/뒤틀림 모멘트 분포 선도 (Case 150)>

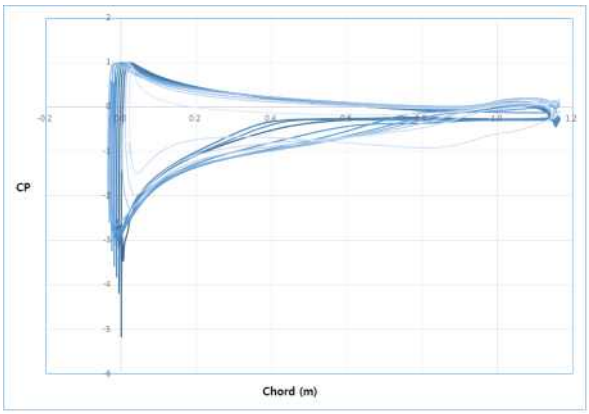


<날개 전단력, 굽힘/뒤틀림 모멘트 분포 선도 (Case 213)>

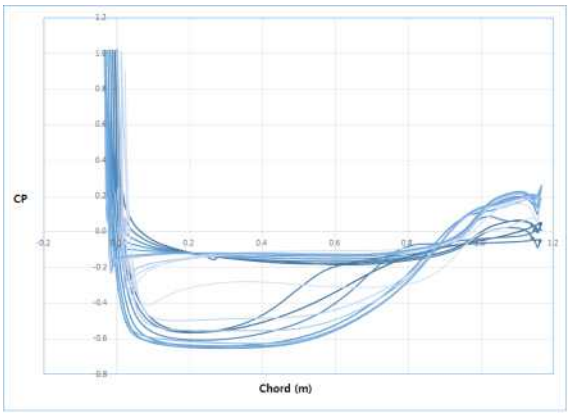
- 날개 면의 압력분포를 CFD(Computational Fluid Dynamics) 기법으로 분포를 구하여 구조해석 시 FEM 모델에 적용할 수 있게 하였다. CFD 계산 결과는 아래 그림과 같다.



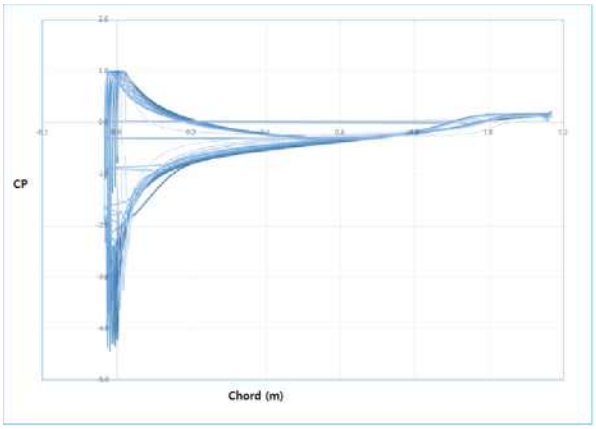
<날개 Flat-Form 형상 및 스팬 구간>



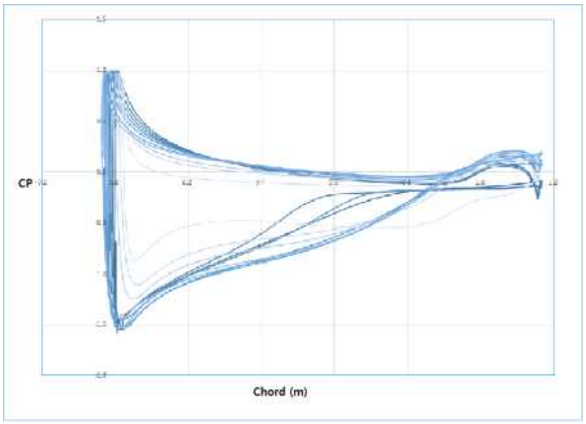
<압력계수 분포 (Case 23)>



<압력계수 분포 (Case 25)>



<압력계수 분포 (Case 150)>

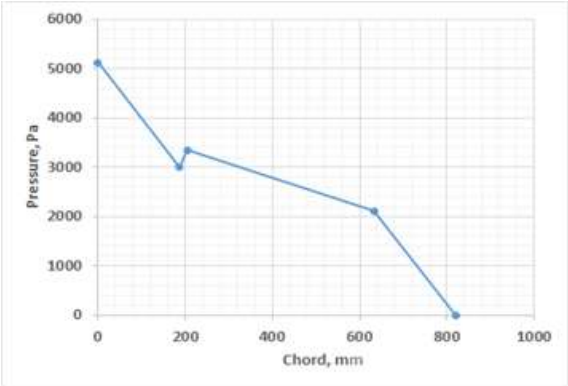


<압력계수 분포 (Case 213)>

나) 수평미익 하중

- 수평미익에 작용하는 모든 하중 조건 중 가장 큰 하중이 작용하는 조건은 Unchecked Maneuver Up 경우 전체하중 크기는 -3,324 N 이며, 엘리베이터에 작용하는 하중은 -891 N 이다. Unchecked Maneuver Down 경우 전체하중 크기는 3,275 N 이며, 엘리베이터에 작용하는 하중은 886 N 이다. 계산된 대칭하중에 대하여 비대칭하중이 계산된다. 이를 MAC 지점에서의 코드 방향 압력 분포의 예로 나타내면 아래 그림과 같다.

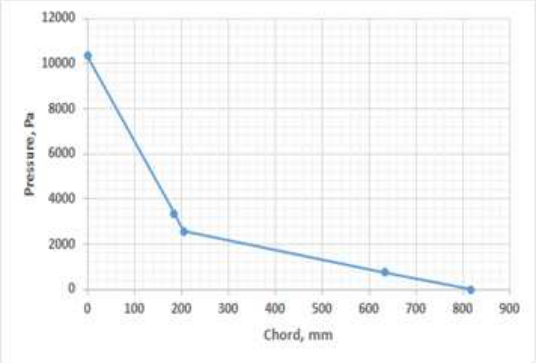
Chord [mm]	0	186.7	205	633.2	820
Pressure [Pa]	5,122.8	2,999.2	3344	2,109.8	0



<수평미익 코드 방향 하중 분포>

다) 수직미익 하중

- 수직미익 임계 하중 조건은 Side Gust Load at V_C 이다. 이 하중 조건은 수직미익에 작용하는 모든 하중 조건 중 가장 큰 하중이 작용하는 조건으로, 전체하중 크기는 3,016 N 이다. 이를 MAC 지점에서의 코드 방향 압력 분포로 나타내면 아래 그림과 같다.



<수직미익 코드 방향 하중 분포>

라) 동체 하중

- 중앙동체에 작용하는 굽힘 모멘트 최대하중은 하중조건 Case 150의 경우이며, 미익부에 작용하는 최대 하중은 수평미익에 최대하중이 작용하는 Case 130의 경우로 아래 표에서 보여주고 있다.

<동체 굽힘 하중 임계 하중>

Maximum total fuselage load acting up on wing for balanced airplane	
Total fuselage up load acting on wing	35,167 N
N_Z	5.4
Tail load	-890 N
Condition	Gust +C
Case number	150
This condition may be critical for down shear just after of the rear wing attachment or just forward of the forward wing attachment or both. This is probably the most critical after fuselage down bending and shear condition for after mounted engine configuration.	

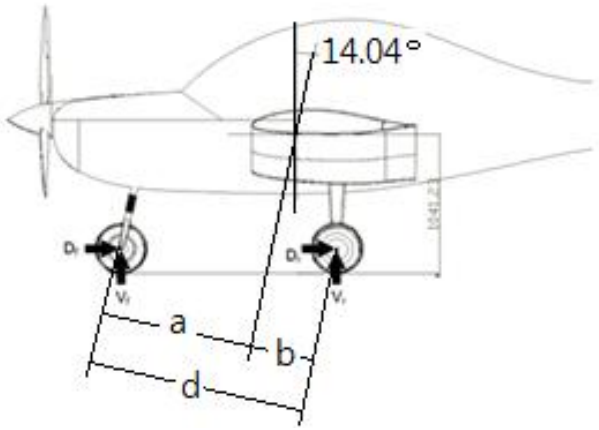
Maximum after fuselage down bending for balanced condition	
Total fuselage up load acting on wing	33,807N
Condition	Gust +C
Case number	130
Tail load	-1,913 N
N_Z	6.0

- 날개, 꼬리날개, 착륙장치와 엔진을 포함한 모든 탑재장비는 동체에 장착됨으로 설계 시 모든 부분의 임계하중에 대하여 장착부의 국부적인 구조 안전성을 확인되어야 한다.

마) 착륙장치 하중

<착륙장치 임계 하중(단위 : N)>

		n =	3.8	L =	0.667	
		K =	0.25	g =	9.8	
Landing	Load type	Sign	MC1	MC2	MC3	MC4
		W	**540**	**650**	**650**	**383.5**
		a	**696**	**826**	**929**	**929**
		b	**642**	**512**	**409**	**409**
		d	**1,338**	**1,338**	**1,338**	**1,338**
Level Landing Reactions with Inclined	Main Wheel Loads (both wheels)	Vr	8,625	12,322	13,858	8,176
		Dr	2,615	3,736	4,202	2,479
	Nose wheel loads	Vf	7,956	7,638	6,101	3,600
		Df	2,412	2,316	1,850	1,091
Level Landing just Clear of Ground Nose Wheel	Main Wheel Loads (both Wheels)	Vr	16,581	19,959	19,959	11,776
		Dr	5,027	6,052	6,052	3,570
	Nose wheel loads	Vf	0	0	0	0
		Df	0	0	0	0
Tail-down Landing Condition	Main Wheel Loads (both Wheels)	Vr	16,581	19,959	19,959	11,776
		Dr	0	0	0	0
	Nose wheel loads	Vf	0	0	0	0
		Df	0	0	0	0
One-wheel landing	Loads on one Main Wheel	Vr	8,291	9,980	9,980	5,888
		Dr	2,514	3,026	3,026	1,785
Side Load	Main Wheel Loads (both Wheels)	Vr	3,519	4,236	4,236	2,499
	Acting Inboard one	Sr1	2,646	3,185	3,185	1,879
	acting out other side	Sr2	1,746	2,102	2,102	1,240
Braked Roll	Main Wheel Loads (both Wheels)	Vr	3,661	5,230	5,882	3,471
		Dr	2,929	4,184	4,706	2,776
	Nose wheel loads	Vf	3,377	3,242	2,590	1,528
Supplementary Conditions for Nose Wheel	Limit Force Components for aft Loads	Vf	5,713	5,484	4,381	2,585
		Df	4,571	4,388	3,505	2,068
	Limit force Components for forward Loads	Vf	5,897	6,295	4,095	4,274
		Ff	-2,359	-2,518	-1,638	-1,710
	Limit Force Components for Side Loads	Vf	5,713	5,484	4,381	2,585
		Sf	3,999	3,839	3,067	1,809



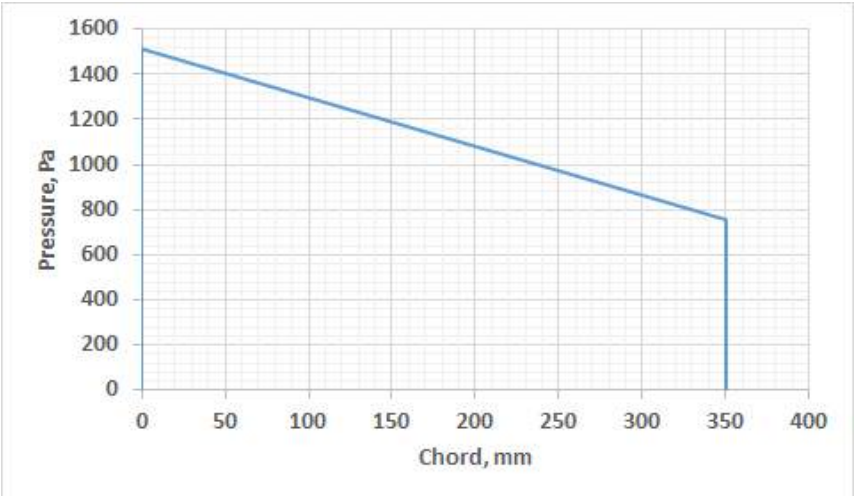
<그림. Vr, Dr, Vf, Df 정의>

바) 플랩 하중

- 플랩 하중 해석 결과는 아래의 표에 요약하였다. 플랩의 임계하중에서 전체하중은 1,866 N 이며, 분포는 아래 그림과 같다.

<플랩 임계 하중>

	1G stall	2G stall	2G @ V_F	2G gust @ V_F
C_{LF}	1.698	1.698	1.486	1.489
C_{LW}	2.158	2.158	1.332	1.345
LF	360.3 N	720.6 N	1018.6 N	1023.1 N
Outboard BL of slipstream = 1055.7 mm Inboard BL of slipstream = +- 1038 mm Slipstream velocity at flap = 92.2 KEAS Increase flap load in slipstream at VF by factor 1.817 --> **1,866** N				



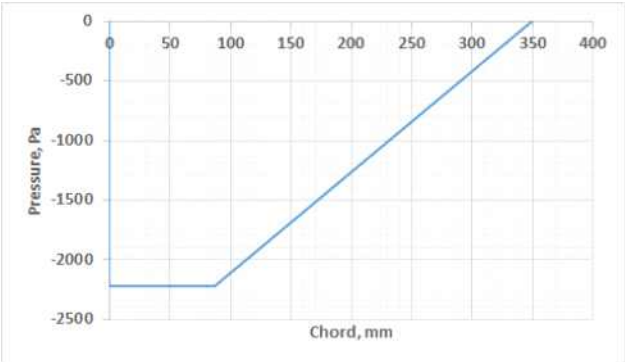
<플랩 코드 방향 하중 분포>

사) 에일러론 하중

- 에일러론 하중 해석 결과는 아래의 그림에 도시하였다. 아래 표에서 보는 바와 같이 에일러론의 임계하중은 -431 N 이며, 분포는 아래 그림과 같다.

<에일러론 하중 해석 결과>

		Unit
Aileron area	0.389	m^2
Aileron deflections @ V_C	-12.27 ~ 10.91	deg
Critical load for up aileron @ V_C	-430.8	N
Chordwise distribution is constant from leading edge to hinge line then tapers to zero at trailing edge.		
Pressure forward of hinge line for up aileron	-2,227	Pa



<에일러론 코드 방향 하중 분포>

아) 엘리베이터 트림탭

- 엘리베이터 트림 탭의 최대 변위는 -50°~+40°이나, 비행 중 접할 수 있는 다양한 조건에 대한 예측을 위해 10°에서 60°까지 계산을 수행하였다.

<트림 탭 임계 하중>

Tab deflection [deg]	Tab load [N]	Tab LE pressure [Pa]	Tab TE pressure [Pa]
10	150.8	1103.2	551.6
20	301.6	2275.3	1103.2
30	452.4	3378.4	1723.7
40	603.2	4481.6	2275.3
50	754.1	5653.7	2826.9
60	**904.9**	**6756.9**	**3378.4**

자) 엔진 마운트 하중

- 엔진지지구조하중 해석 결과는 아래 표에 요약하였다. 엔진 마운트 설계는 하중배수가 가장 큰 Case 270에서 7.97을 임계하중으로 하여 설계되어야 한다. 하중의 크기는 8,417 N 이다.

<엔진 마운트 하중 해석 결과>

Maximum gust condition			
VERTICAL LOAD FACTOR	7.97		
VERTICAL LOAD [N]	8,417		
APPLIED AT X, Y, Z [mm]	X	Y	Z
	288.2	8	916.2

차) 기타 하중

- 비상착륙 하중은 비상착륙 시 조종사를 보호할 수 있게 설계할 수 있는 하중으로 기술기준에 정의되어 있다. 조종면에 장착되는 집중 질량 장착부를 설계하는 설계하중을 기술기준에서 지시하는 수준으로 정의한다.

(a) 비상착륙 하중

- 상방으로 3.0 g
- 전방으로 9.0 g
- 측방으로 1.5 g

(b) 조종면 질량 평형 하중

- 조종면에 수직하게 24 g
- 조종면에 앞 뒤쪽으로 12 g
- 힌지선에 평행하게 12 g

(c) 조종면 힌지선에 평형한 하중

- 움직이는 면의 무게 x K
- 수직면 경우, K = 24
- 수평면 경우, K = 12

※ 상세 결과는 별도 하중해석 보고서 참조

3. 구조설계

가. 구조 설계목표

- ‘경량항공기 비행안전을 위한 기술상의 기준’ (이하 ‘경량항공기 기술기준’)의 요구조건을 만족하는 구조 설계
- Wet Lay Up 공법 적용을 통한 저비용 항공기 구조물 제작
- Autoclave 성형이 아닌 상온 경화를 통한 공정 단순화
- 복합재 특성을 활용하여 구조 단순화 및 부품 수량 최소화에 의한 제작비 절감 설계

나. 설계 기준

1) 개요

KLA-100 항공기는 시험을 통해 확인된 재료의 물성치를 이용하여 초기 Sizing 수행 및 구조해석을 수행하여 설계를 검증하는 일반적인 설계 방식 대신, KLA-100 항공기와 유사한 운용조건을 기준으로 설계된 TC 획득 항공기의 설계를 참조하여 재료 및 초기 Sizing을 수행하였다.

또한 이러한 설계의 타당성을 검증하기 위해 항공기 구조물(Components 단위)을 제작하여 하중해석 결과에 따른 제한하중 및 안전계수가 적용된 극한하중을 부여하는 설계 검증 개발시험 (Development Test, 정하중시험)을 수행함으로써 실제 요구되는 구조물의 강도를 확인하였다.

즉, 재료의 인장 강도 등 시편단위에서 확인된 재료의 물성치를 기반으로 한 설계가 아닌 실제 구조물이 운용환경에서 가해지는 하중을 지지할 수 있는지를 확인하는 방식으로 진행되었다.

2) 상사성 비교

KLA-100 항공기 초기 Sizing은 유사 항공기 설계를 참조하여 수행하였다. 초기 Sizing은 설계의 시작점일 뿐, 구조적 건전성 입증 목적으로 활용될 수 없으며 설계 검증을 위한 개발시험 수행 이후에는 설계 초안으로서의 의미 이외에는 아무런 의미를 갖지 않는다. 따라서 요구 강도에 미달되어 설계 변경 및 개발시험을 반복하는 시행착오를 줄이기 위해서는 합리적인 참조 모델 선택이 요구되며 이러한 점을 고려하여 KLA-100 항공기와 유사한 운용환경 및 요구도를 기준으로 설계되어 EASA CS-LSA 인증을 획득한 Flight Design사의 CTLS 항공기를 선택하여 초기 설계를 수행하였다.

다. 하중 해석

KLA-100 항공기의 운용조건을 고려하여 비행중 항공기에 발생하는 하중에 대한 하중 해석을 수행하였다. 하중 해석 범위는 Flight Load, Ground Load, Wing Loads, Fuselage Loads, Horizontal Tail Loads, Vertical Tail Loads, Aileron Loads, Elevator Loads, Flap loads로 식별하여 수행하였다. 대표적으로 Flight Loads의 경우 여러 운용상황을 검토하여 아래 표와 같은 상황을 하중 해석 조건으로 선정하여 수행하였다.

<하중 해석 Load Cases (총 8 Cases)>

Case	Description	Weight (kg)	CG position,	
			mm	%
A_1	One small pilot with full luggage, fwd CG pos.; 0 fuel	374.518	204	17.823
A_2	One small pilot with full luggage, fwd CG pos.; maximum fuel	468.118	205	17.888
B_1	Two small pilots with full luggage, fwd CG pos.; 0 fuel	478.518	368	32.125
B_2	Two small pilots with full luggage, fwd CG pos.; maximum fuel	572.118	342	29.838
E_1	Two small pilots with full luggage, rwd CG pos.; 0 fuel	518	382	33.3
E_2	Two small pilots with full luggage, rwd CG pos.; maximum fuel	611.6	355	30.982
H_1	Two small pilots with full luggage, rwd CG pos.; 0 fuel	569	426	37.151
H_2	Two small pilots with full luggage, rwd CG pos.; 51kg fuel. Priority payload	620	408	35.588

<Design Airspeeds>

구분	Design Airspeeds	m/s	Km/h	kts
Vh	Maximum Horizontal Speed	67.91	244	132
Vc	Cruising Speed	67.91	244	132
Vf_20	operation for flaps in 20 degrees position	54.02	194	105
Vf_35	operation for flaps in 35 degrees position	41.16	148	80
V_D	Design Dive Speed	91.57	330	178
V_A	Maneuvering Speed	52.47	189	102

각 구성품 별 요구도에 따른 하중 해석 결과로서 아래와 같은 하중 해석 보고서를 생성하였고, 각 구성품 별 계산된 최대 하중 조건을 제한하중으로 선정하여 개발시험에 적용하였으며 구조 입증시험(Structure Compliance Test)에도 시험하중으로 적용하였다.

<하중해석 보고서 목록>

순번	문서번호	문서명
1	VA CR 0100 0100	KLA-100 Flight Loads
2	VA CR 5700 0000	KLA-100 Wing Loads
3	VA CR 5510 0000	KLA-100 Horizontal Tail Unit Loads
4	VA CR 5540 0000	KLA-100 Vertical Tail Unit Loads
5	VA CR 5752 0000	KLA-100 Aileron Loads
6	VA CR 5520 0000	KLA-100 Elevator Loads
7	VA CR 3200 0000	KLA-100 Ground Loads
8	VA CR 5300 0000	KLA-100 Fuselage Loads
9	VA CR 5300 0000	KLA-100 Flap Loads

라. KLA-100 적용 재료

1) 복합재

KLA-100 항공기는 일반적으로 항공기 복합재 구조물 제작에 사용되는 Prepreg 및 Autoclave 공법 적용 대신 Wet Lay-up 방식에 따른 Dry Fabric, Resin 함침 및 상온 경화 공법을 채택하였다. 적용 소재는 CS-22, CS-LSA, CS-VLA 및 CS-23에 따라 형식 인증된 항공기에 사용된 재료와 동일한 재료를 선택하였다.

<Resin System>

Type	Specification	Qualification
Resin L285, Hardener H285/287	Epoxy laminating resin for use in wet lay-up, hand impregnation process.	Resin system with LBA qualification for use in small aircraft
EP940, H285/H287	Flame retardant Epoxy resin, for top coat use in hot sections (engine compartment)	Fire class S4, fire retardant test conducted according to KAS-VLA 1191

<Carbon Fabrics>

Type	Specification	Qualification
Style 462	2x2 twill weave, 245 g/m^2	Fabric spec DIN WLB 8.3522
Style 442	2x2 twill weave, 160 g/m^2	Yarn spec DIN WLB 8.3611.1
NBB00 HR1270 0100	Biaxial Fabric, 45 degrees, 100 g/m^2	
FCIM 320	Biaxial Fabric, 45 degrees, 100 g/m^2	
Carbon Band 16806/25	Uni-directional Carbon with polyester weft fixation, 350 g/m^2, 25mm width	
Carbon Band 17266/75	Uni-directional Carbon with PES weft fixation, 295 g/m^2, 75mm width	
Carbon Roving H3055S	Carbon Roving 12K	Manufacturer: Hyosung

<Glass Fabrics>

Type	Specification	Qualification
90070	Plain weave, 80 g/m^2, Epoxy finish	Fabric spec DIN WLB 8.4505
92110	2x2 twill weave, 163 g/m^2, Epoxy finish	Fabric spec DIN WLB 8.4548
92125	2x2 twill weave, 280 g/m^2, Epoxy finish	Fabric spec DIN WLB 8.4551
92140	2x2 twill weave, 390 g/m^2, Epoxy finish	Fabric spec DIN WLB 8.4554

<Aramid Fabrics>

Type	Specification	Qualification
Style 120	Plain weave. 61 g/m^2	Fabric spec DIN WLB 5.2230
Style 140	2x2 twill weave, 110 g/m^2	Fabric spec DIN WLB 5.2231

<Foam Core Materials>

Type	Specification	Qualification
Rohacell 71 lG	Closed-cell PMI foam, Thickness 5mm or 8mm, 75 kg/m3, For use in fuel tank areas.	IG : Industry Grade
Airex C70.75	Closed-cell PVC foam, Thickness 3mm, 5mm, 8mm, Quasi-Isotropic.	Industry grade

<Filler Materials>

Type	Specification	Qualification
CAB-O-SIL M5	Thixtropy agent	n/a
Cotton Flock	Filling agent	n/a
Q-Cel	Micro balloons as filling agent with low density	n/a

2) 도장

Manufacturer	Type	Application
KCC	UT 2578 White 2 Components Polyurethane Top Coat	Exterior
Jevisco	P503 Gray 2 Components Polyurethane Coating	Interior
Fire Retardant Inc.	Burn Barrier No.46081 2 component thermal insulating fire retardant paint. MIL-C-46081A Fire Hazard Classification, ASTM E-84(nfpa 255) Class “B”	Fire Wall

3) 금속재

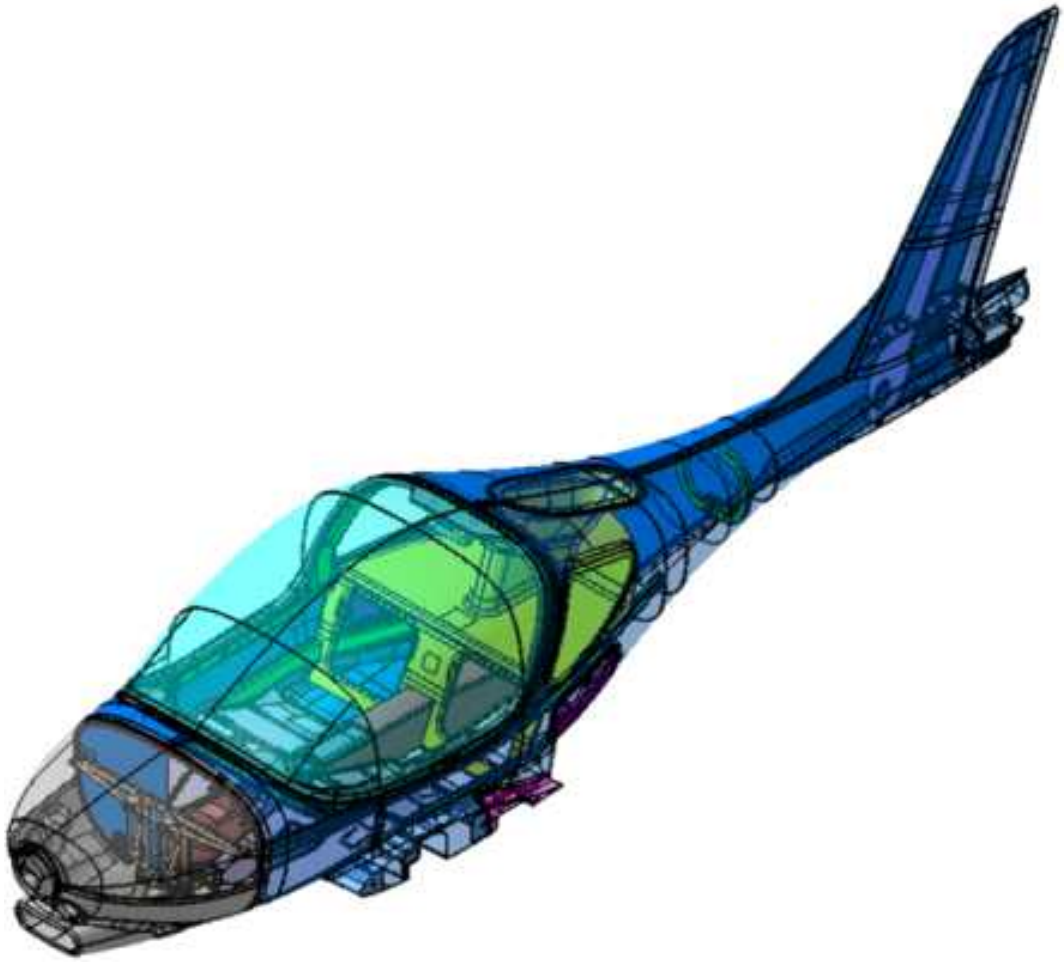
KLA-100 설계에 적용된 금속재료 규격은 아래 표와 같이 정리하였다. 대부분의 경우 Aluminum은 AA 6082, Stainless Steel은 AISI 304, Steel은 ASTM A252를 일반적으로 적용하였으며, 부품의 특성 및 요구도에 따라 재료를 선택적으로 사용하였다.

규격	EN (DIN)	International-Standard	비고
Aluminum Alloy	AlMgSi 1 (DIN 3.2315)	AA 6082	Al 6082
	AlMgSi 0.5 (DIN 3.3206)	AA 6060	Al 6060
	AlMgCu 1.5 (DIN 3.4364)	AA 7075	Al 7075
Stainless Steel	X5CrNi1810 (DIN 1.4301)	AISI 304	Sus 304
Steel	ST 35 (DIN 17135)	ASTM A285	JIS 450M, 480M
	ST 37 (DIN 1.0038)	ASTM A252	JIS SM400B, KS SS400
	-	AISI 4130	For Engine Mount Structure
Bronze	G-Cu Sn7ZnPb Rg 7	ASTM C93200	

마. 동체 상세설계

1) 동체 설계 개요

KLA-100 항공기의 동체 기본 형상은 아래 그림에 도시되어 있으며, 그림에서와 같이 동체스킨과 수직미익의 일체형 구조로 설계하였다.



<동체구조 ISO View>

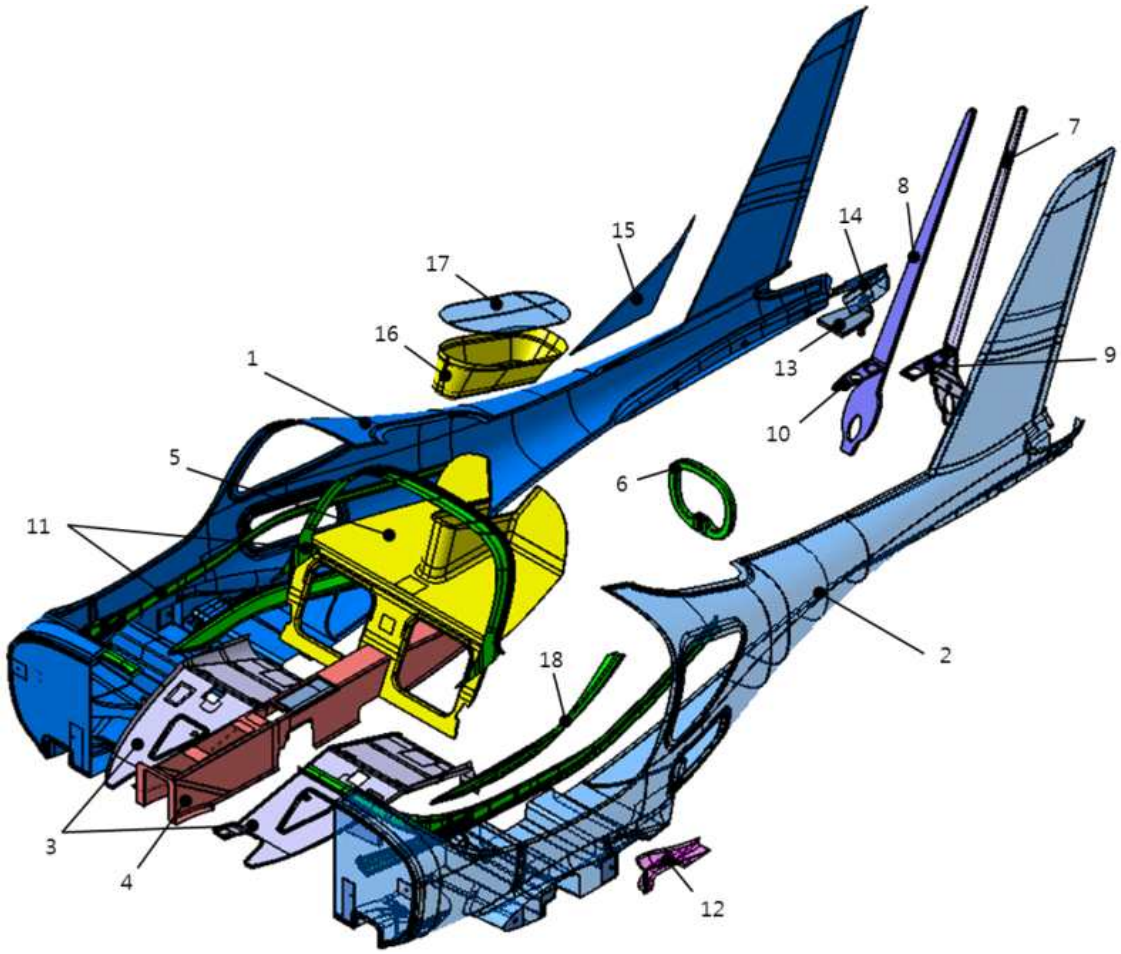
동체구조 설계 시 복합재의 특징을 최대한 활용하여 구조물 고유의 기능을 제고함과 동시에 제작의 용이성을 염두에 두었으며, 동체 구조물의 주요 체결방식은 Bonding을 적용하였다. 또한 구조를 최대한 단순화시킴으로써 체계요구조건 변경에 따른 설계 변경사항을 충실히 반영할 수 있도록 설계하였다.

구조가 단순화됨에 따라, 구성품 대부분을 주요 하중을 지지하는 1차 구조물로 간주하여 설계하였다. 따라서 전체적으로 Carbon Fabric과 Foam Core Material로 구성된 Sandwich 구조로 설계하여 요구되는 강도, 강성 확보와 더불어 중량을 최소화 하였으며 필요에 따라 Aramid Fabric 및 Glass Fabric을 부분적으로 적용하였다.

또한 구조 단순화를 통해 넓은 수하물 적재공간을 확보하였으며 부품수 감소에 의해 제작 및 조립공정의 단순화 및 경비 절감이 이루어지도록 하였다.

2) 동체 구조 설계

KLA-100 경항공기 동체의 기본 구성은 아래 그림과 같다.



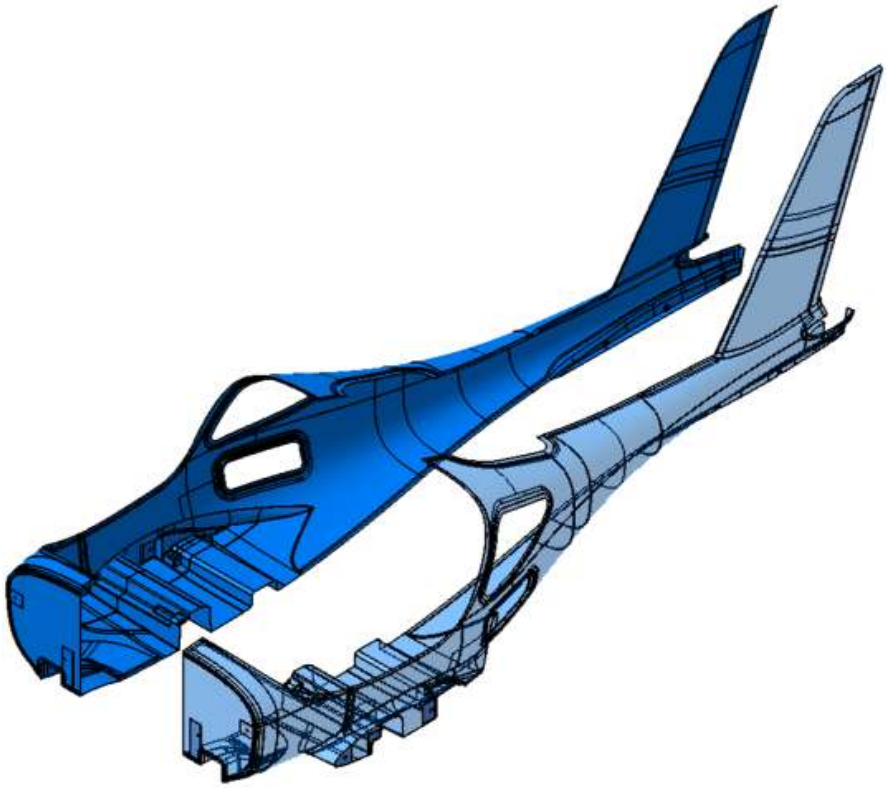
<동체 세부 구성 및 명칭>

NO.	PART NAME	NO.	PART NAME
1	Fuselage Skin, Right	10	Forward Fin Rib
2	Fuselage Skin, Left	11	Overall beam
3	Pyramid	12	Root Rib Fairing
4	Tunnel	13	Fin Wall No.3
5	Frame No.2	14	Tail Boom Cover
6	Frame No.3	15	Plate, Dorsal fin
7	Rearward Fin Wall	16	AEPS Box
8	Forward Fin Wall	17	Cover
9	Rearward Fin Rib	18	Stringer

그림에서 보이는 바와 같이 중앙부의 Frame No.2를 기준으로 전방과 후방으로 구분되며 전방에는 조종석과 엔진룸이, 후방동체에는 수하물 구역과 수직미익(Vertical Tail)이 구성된다.

전방 엔진룸에는 엔진을 지지할 수 있는 EMS(Engine Mount Structure)가 방화벽에 장착되며, EMS에 Nose Landing Gear가 장착되도록 설계하여 EMS가 엔진 하중 및 Nose Landing Gear의 진동, 착륙하중을 지지하도록 설계하였다.

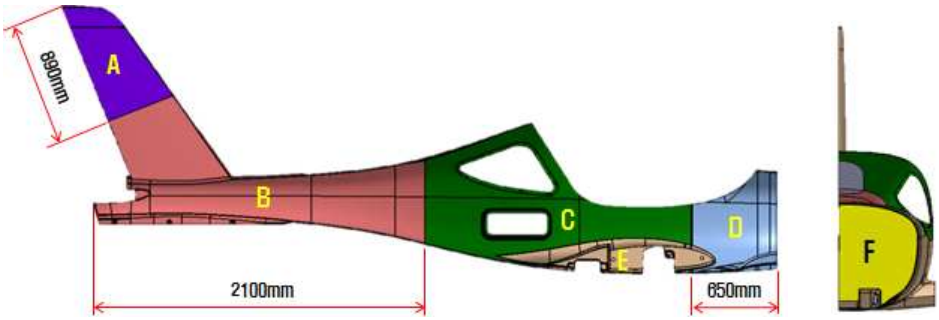
가) 동체 스킨



<동체 Skin>

동체 스킨(Skin)은 좌/우 스킨으로 구성하였으며 방화벽 및 수직미익(Vertical Tail)까지 포함하는 일체형으로 설계하였다. 좌우 스킨은 Bonding으로 결합되며 접합부에 Bonding Flange를 구성하여 충분한 Bonding Area를 확보하였다.

동체 스킨은 그 중요도를 고려하여 전 영역을 Carbon Fabric 및 Foam Core로 구성된 Sandwich 구조로 설계하였으며 국부적으로 Aramid Fabric 및 Glass Fabric을 적용하였다. 스킨 전 영역에 Foam Core를 적용함으로써 굽힘 하중 및 비틀림 하중 지지에 필요한 강도, 강성을 확보함과 동시에 전체적인 중량 감소가 이루어지도록 설계하였으며 요구되는 강도를 보증하기 위해 구간을 나누어 각각 적층패턴과 Ply수를 다르게 적용하였다.

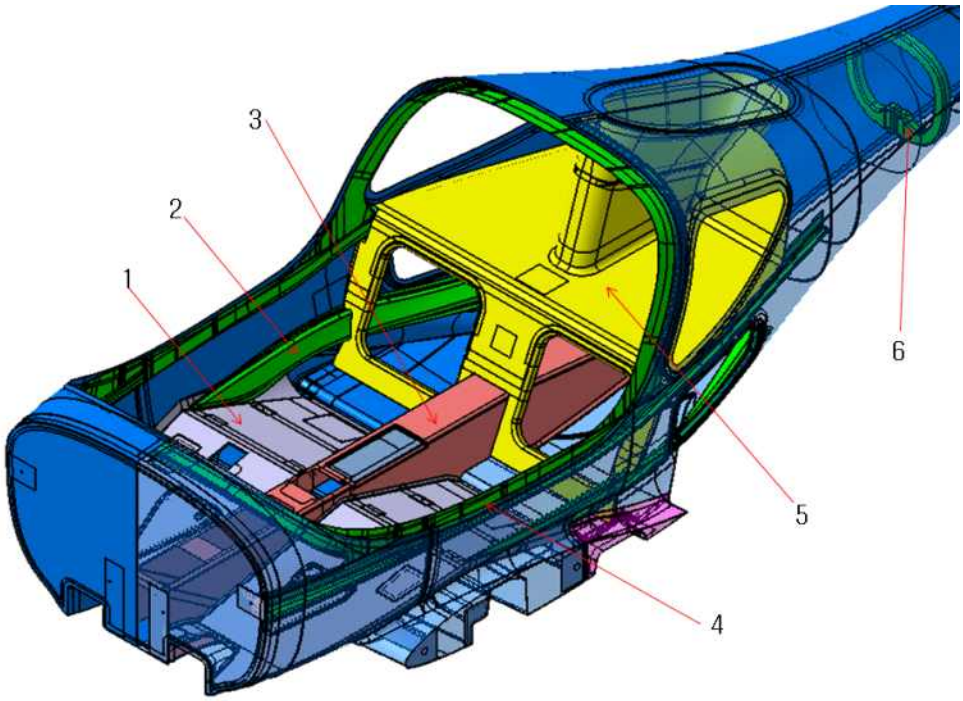


	Ply	Material	적층방향	Ply	t (mm)
A	1	Carbon Fabric Style 442	0/90	1	0.2
	2	Airex C70.75	-	1	5.0
	3	Carbon Fabric Style 442	0/90	1	0.2
				3	5.4
B	1	Carbon Fabric Style 442	0/90	2	0.4
	2	Airex C70.75	-	1	5.0
	3	Carbon Fabric Style 442	0/90	2	0.4
				5	5.8
c	1	Carbon Fabric Style 442	0/90	1	0.2
	2	Airex C70.75	-	1	5.0
	3	Carbon Fabric Style 442	0/90	1	0.2
	4	Aramid Fabric Style 120	0/90	1	0.13
				4	5.53
D	1	Carbon Fabric Style 442	0/90	1	0.2
	2	Airex C70.75	-	1	5.0
	3	Aramid Fabric Style 120	0/90	1	0.13
				3	5.33
E	1	Carbon Fabric Style 442	0/90	1	0.2
	2	Carbon Fabric Style 442	±45	2	0.4
	3	Insert Plate	-	1	4.0
	4	Carbon Fabric Style 442	±45	2	0.4
	5	Carbon Fabric Style 442	±45	10	2.0
	6	Carbon Fabric Style 442	±45	5	1.0
	7	Carbon Fabric Style 442	0/90	1	0.2
				21	4.2
F	1	Glass Fabric 92110	±45	2	0.36
	2	Airex C70.75/Insert Plate	-	1	5.0
	3	Carbon Fabric Style 442	0/90	1	0.2
	4	Glass Fabric 92110	±45	1	0.18
				5	5.74

<구간에 따른 동체 스킨 적층 수 및 패턴>

방화벽은 내화성 Resin을 적용하고 추가로 내화성 도장(Coating)을 적용토록 설계하였으며 방화벽에 체결되는 EMS(Engine Mount Structure) 지지를 위해 체결부에 Insert Plate를 삽입하여 보강하였다.

나) 동체 내부 구조물



NO.	PART NAME	NO.	PART NAME
1	Pyramid	4	Overall Beam
2	Stringer	5	Frame No.2
3	Tunnel	6	Frame No.3

<동체 내부 구성품>

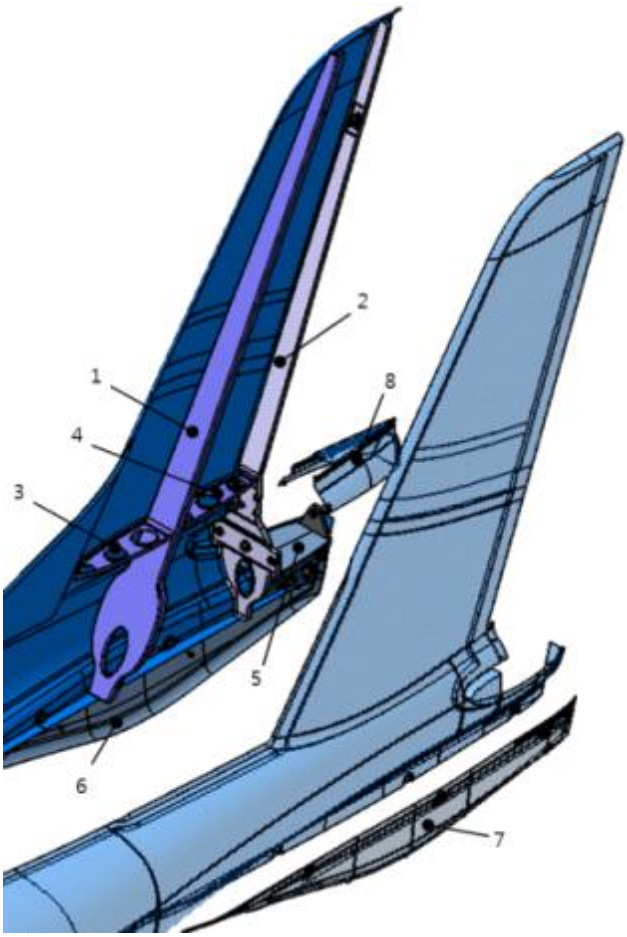
조종석 내에는 동체 길이 방향으로 바닥에 Tunnel이 구성되고 그 좌우로 Pyramid를 구성하였다. Tunnel은 'ㄷ'자 형태의 두꺼운 Carbon Laminate 구조물로서 동체의 용골 기능을 수행한다. Pyramid는 Sandwich 구조물로서 동체의 바닥면을 형성함으로써 탑승 하중을 지지한다. 동체의 측면 스킨에는 Laminate 구조물인 Stringer를 추가하여 동체의 굽힘 하중을 분산 지지토록 하였다.

또한 Canopy 장착 부위에는 Channel 형태의 Laminate 구조물인 Overall Beam을 체결하여 Canopy 장착하중, 기체 Turn Over 시 지지하중 및 동체의 가로방향 굽힘 하중을 분산 지지토록 구성하였다.

동체의 중앙 및 Tail Boom 중앙에는 Bulkhead 기능을 위한 Frame No.2와 Frame No.3를 구성하였다.
따라서 동체의 굽힘에 의한 인장, 압축력은 Tunnel, Overall beam, Stringer 구조물과 스킨이 분산 지지하며, 전단력은 Frame No.2, No.3가 담당하도록 설계하였다.
각 구성품의 체결은 Bonding으로 이루어지며 충분한 Bonding Area를 확보할 수 있도록 각각의 구성품에 Bonding Flange를 구성하였다.

다) 동체 후방 구조물

① Vertical Tail



No.	Part Name
1	Forward Fin Wall
2	Rearward Fin Wall
3	Forward Fin Rib
4	Rearward Fin Rib
5	Fin Wall No.3
6	Underfin Skin, Right
7	Underfin Skin, Left
8	Tail Boom Cover

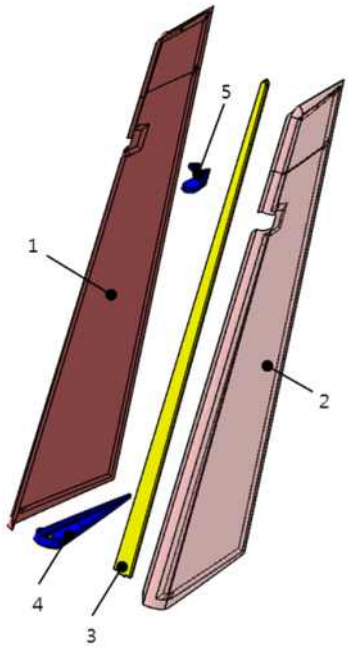
<Vertical Tail 주요 구성품>

동체 수평미익부의 Spar 기능을 담당하는 Forward Fin Wall 및 Rear Fin Wall은 Sandwich 구조로 설계하여 수평미익의 굽힘 하중을 분산 지지토록 구성함과 동시에 Rear Fin Wall에 체결되는 Rudder 및 Stabilizer의 하중을 지지하는데 필요한 강도 및 강성을 확보하였다.

특히 Rear Fin Wall의 경우, 꺾인 형상을 기준으로 상부에는 Rudder, 하부에는 Stabilizer 장착을 위한 Fin Wall No.3가 장착되며 이러한 장착 하중을 지지할 수 있도록 장착부위에 한 해 Foam Core 대신 Reinforcement Plate를 삽입함으로써 요구되는 충분한 Fitting 강도가 확보되도록 설계하였다.

또한 Forward Fin Wall과 Rear Fin Wall 사이에 Forward Fin Rib과 Rear Fin Rib을 구성하고 각각의 Fin Wall과 Bonding으로 결합시킴으로써 기체 형상 유지 기능과 함께 하나의 Fin Wall에 가해지는 하중이 타 Fin Wall로 분산되어 응력 집중이 발생하지 않도록 구성하였다.

② Rudder

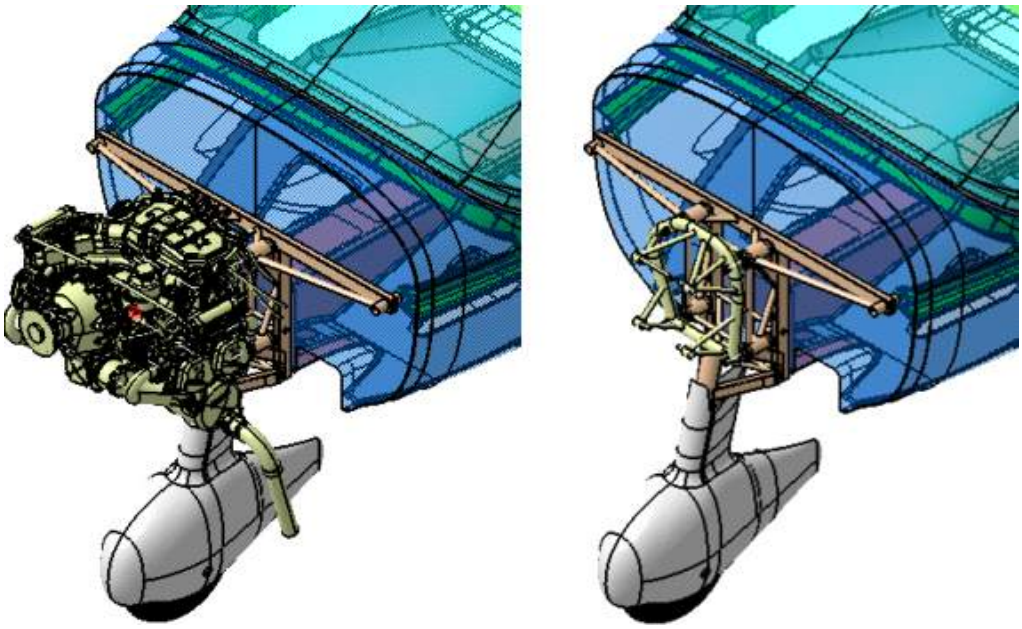


No.	Part Name
1	LH Skin
2	RH Skin
3	Spar wall
4	Root Rib
5	Forward Rib

<Rudder 주요 구성품 형상>

러더(Rudder)는 Skin, Spar Wall, Root Rib, Forward Rib로 구성하였다.
Skin은 필요한 강도, 강성 확보를 위해 Carbon Foam Core Sandwich 구조물로 설계하였으며 좌우로 구성하여 Bonding으로 결합되도록 설계하였다.
Spar Wall은 'ㄷ'형태의 Carbon Laminate로 설계하였으며 좌우 스킨과 Bonding으로 결합되어 Rudder의 굽힘 하중을 지지하도록 구성하였다.
Forward Rib은 Glass Fabric, Root Rib은 Carbon Fabric 재질의 Laminate 구조로 설계하였으며, 동체와 체결하기 위한 금속 단품을 적층공정에서 삽입하고 Carbon Roving Winding 및 추가 Ply 적층을 통해 충분한 보강이 이루어지도록 설계하였다.

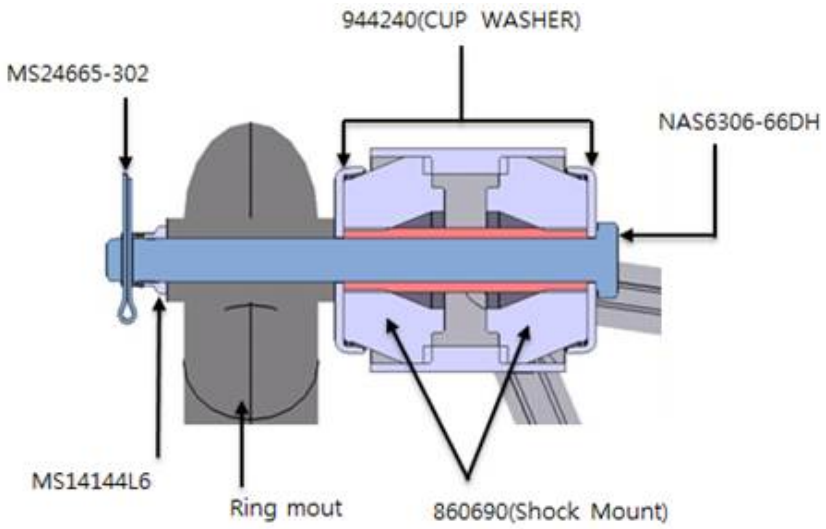
라) EMS(Engine Mounting Structure)



<EMS 구조 형상>

EMS(Engine Mount Structure)는 AISI 4130 크롬 몰리브덴강(Chromium and Molybdenum)을 이용한 용접구조물로 설계하였으며 6개의 Torsion Bolt에 의해 동체 방화벽에 체결된다. 체결 시 동체 내부 구조물을 관통하여 상부는 Overall beam과 체결되고 하부는 Tunnel과 체결되도록 하여 항공기 전방 충돌 시 하중을 Skin 및 구조물로 전달하여 분산시킬 수 있도록 설계하였다.

총 6 Point 체결 구조로 설계함으로써 일부 체결부가 손상되더라도 나머지 체결부에 의해 지지될 수 있는 Fail Safe 개념을 적용하였으며 엔진 장착 시 엔진에 부속된 Ring Mount가 EMS에 체결되고 엔진은 Ring Mount에 체결되는 방식으로 구성하였다. Ring Mount와 EMS 사이에는 고무 재질의 Shock Mount를 적용하여 진동을 흡수 할 수 있도록 설계하였다.

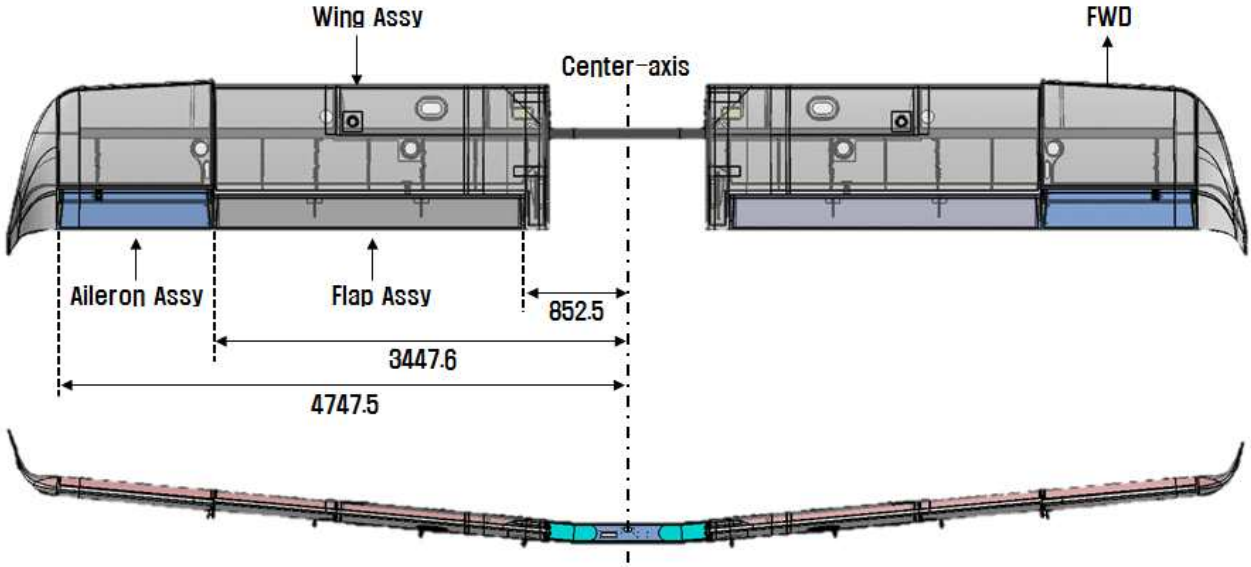


<EMS 체결 단면>

바. 주익 조립체 상세설계

1) 주익 조립체 구성

KLA-100 항공기의 주익 조립체 기본 형상 및 구성은 아래 그림에 도시되어 있다.



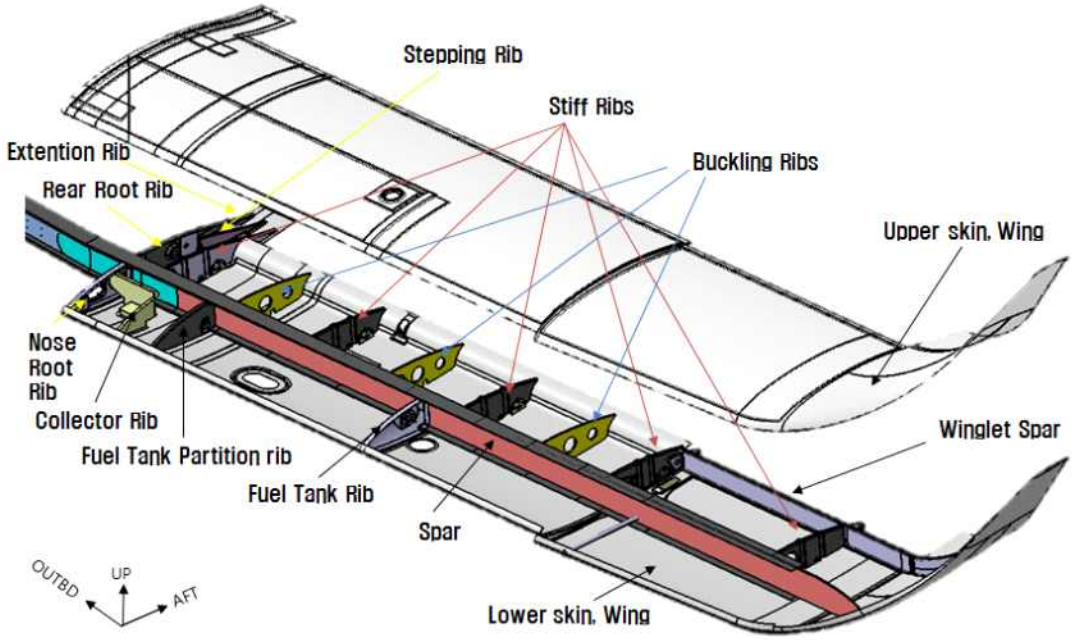
<KLA-100 주익 조립체 형상 및 구성>

주익 조립체는 크게 주익, Flap 및 Aileron으로 구성된다. 주익은 상하 Skin과 다수의 Rib 및 일체형으로 설계된 Spar로 구성하였으며 익단부에 Aileron 및 Flap이 체결되어 조종면 기능을 수행한다.

Flap 및 Aileron 또한 주익과 동일하게 Sandwich Skin 및, Rib, Spar Wall로 구성하였으며 금속재 부품들을 이용하여 주익과 기계적으로 체결되도록 구성하였다.

2) 주익 구조 설계

KLA-100 경항공기 주익의 기본 구성은 아래 그림과 같다.



<주익 구성품>

주익은 크게 Skin, 다수의 Rib 및 일체형 Wing Spar로 구성된다.

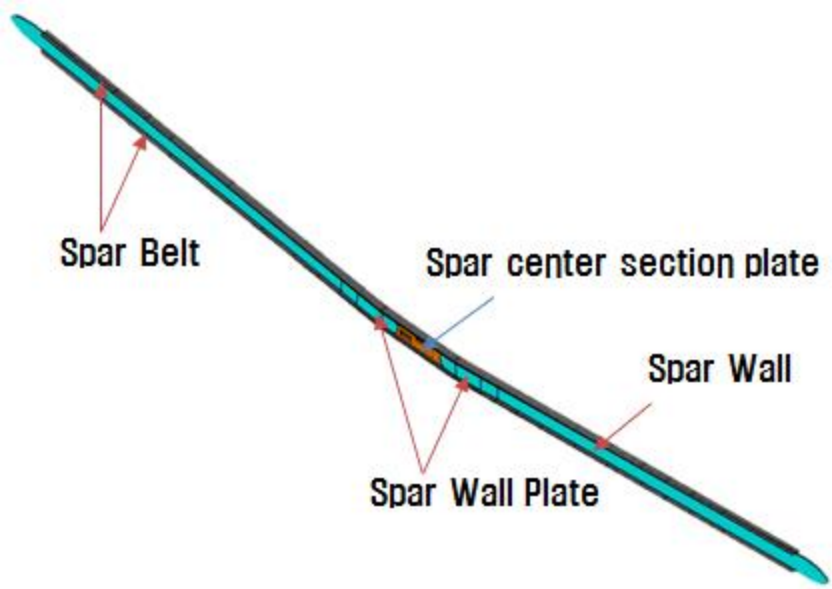
Skin은 중량 감소, 하중 분산을 위해 Carbon fabric과 Foam Core가 적용된 Sandwich 구조물로 설계하였으며 상하로 구성하여 내부 구성품과 Bonding으로 체결되도록 하였다. 또한 익단부에 Winglet 형상을 반영한 일체형 Skin 구조로 설계하였다. 연료탱크 부위는 Fuel Resistance 기능을 갖춘 PMI Foam을 적용하고 그 외 부분은 PVC Foam 적용하였으며 Root Rib Bonding부위, Spar Boning부위와 같이 강한 응력이 예상되는 부분은 Carbon Band로 보강하여 설계하였다.

Rib 구조물은 동체와 체결되는 Root Rib 및 스킨에 가해지는 하중 분산을 위해 다수의 Stiff Rib 와 Buckling Rib를 구성하였으며 탑승자가 탑승 시 딛게 되는 위치에 이러한 하중 지지를 위한 Stepping Rib과 Extention Rib을 구성하였다.
주익 내에 FCS(Flight Control System)과 같은 계통 부품들이 설치되며, 특히 주익 Leading Edge부에 Fuel Tank Rib로 격리된 연료탱크를 구성하고 그 내부에 연료 공급 계통을 구성하였다.

또한 주익의 굽힘 하중을 지지하는 일체형 Spar와 함께 Winglet부 지지를 위한 Winglet Spar를 구성하였으며 각각 Rib 및 Skin과 Bonding으로 결합되어 주익 하중이 각각의 내부 구성품에 분산 지지될 수 있도록 설계하였다.

주익 스파는 I-Beam 형태이며 가운데 수직면을 형성하는 Spar Wall 및 상하 수평면을 형성하는 Spar Belt로 구성하였다. Spar Wall은 하중분산 및 비틀림을 지지하도록 Foam Core가 적용된 Sandwich 구조이며 Spar Belt는 일방향의 굽힘 및 좌굴을 지지하도록 Carbon UD가 적용된 두꺼운 Laminate 구조로 설계하였다. 또한 Spar 중앙 부위 보강을

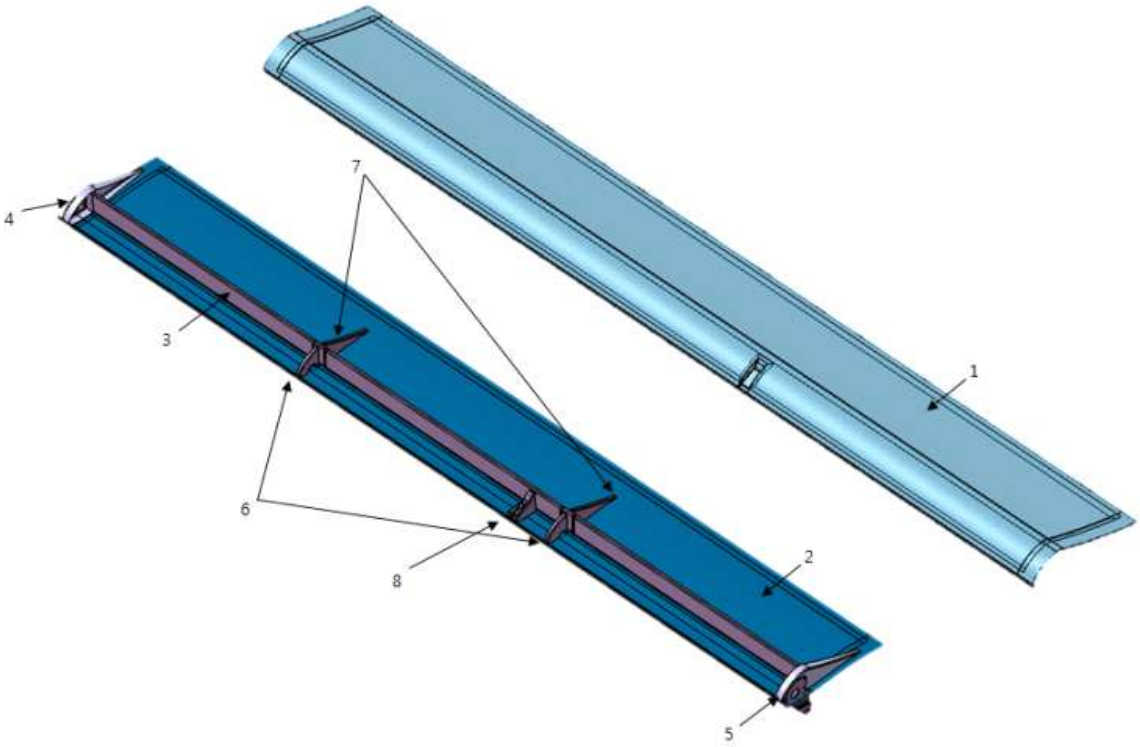
위해 Spar Wall Plate 및 Center Section Plate를 적용하였으며, 각 구성품 별도 제작 후 Secondary Bonding으로 결합하고 Glass Fabric을 추가 적층하여 접합부의 강도 보강이 이루어지도록 하였다.



<주익 Spar 구성>

3) Flap 구조 설계

KLA-100 Flap 구성은 주익 및 일반적인 날개 구조와 유사하게 설계하였으며 Carbon Sandwich 구조물인 상하 Skin, 좌우 끝단에 Glass Fabric Laminate 재질의 Root Rib과 End Rib이 구성되도록 설계하였다. 내부에는 Carbon Laminate 구조의 Spar Wall과 형상 유지 및 하중 분산을 위한 Nose Rib, Rear Rib이 설치되고, FCS와의 결합을 위해 전단부에 Drive Nose Rib을 구성하였다.



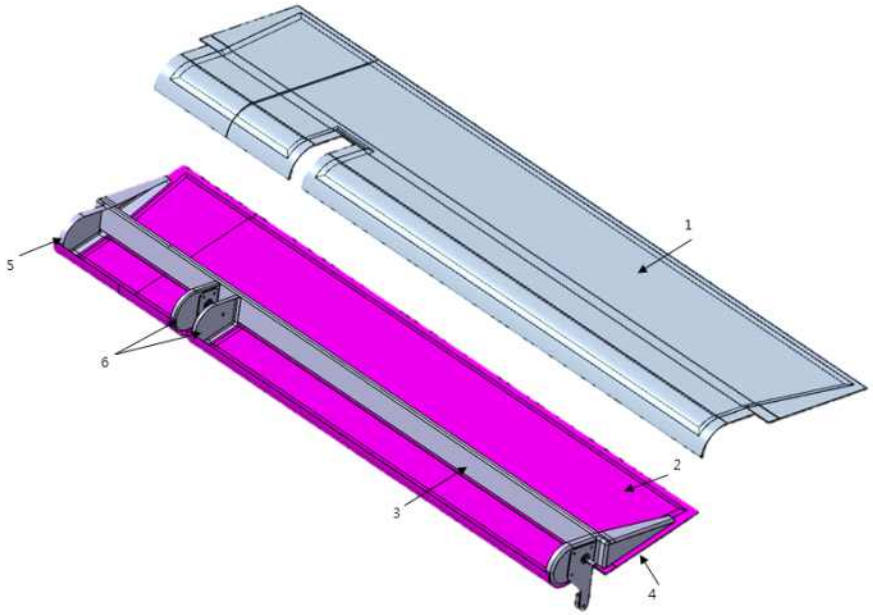
No.	Part
1	Flap Skin UPR
2	Flap Skin LWR
3	Flap Spar
4	End Rib
5	Root Rib
6	Nose Rib
7	Rear Rib
8	Drive Nose Rib

<플랩 주요 구성품>

KLA-100 Flap은 좌우 주익에 각각 하나씩 구성되어 주익과 총 4 Points 체결된다.

4) Aileron 구조 설계

Carbon Sandwich 구조물인 상하 Skin, 좌우 끝단에 Glass Fabric Laminate 재질의 Root Rib과 End Rib이 구성되며 내부에는 Carbon Laminate 구조의 Spar Wall 및 형상 유지 및 장착 하중 지지를 위한 2개의 Nose Rib으로 구성하였다.



NO.	Part
1	Aileron Skin UPR
2	Aileron Skin LWR
3	Aileron Spar
4	Root Rib
5	End Rib
6	Nose Rib

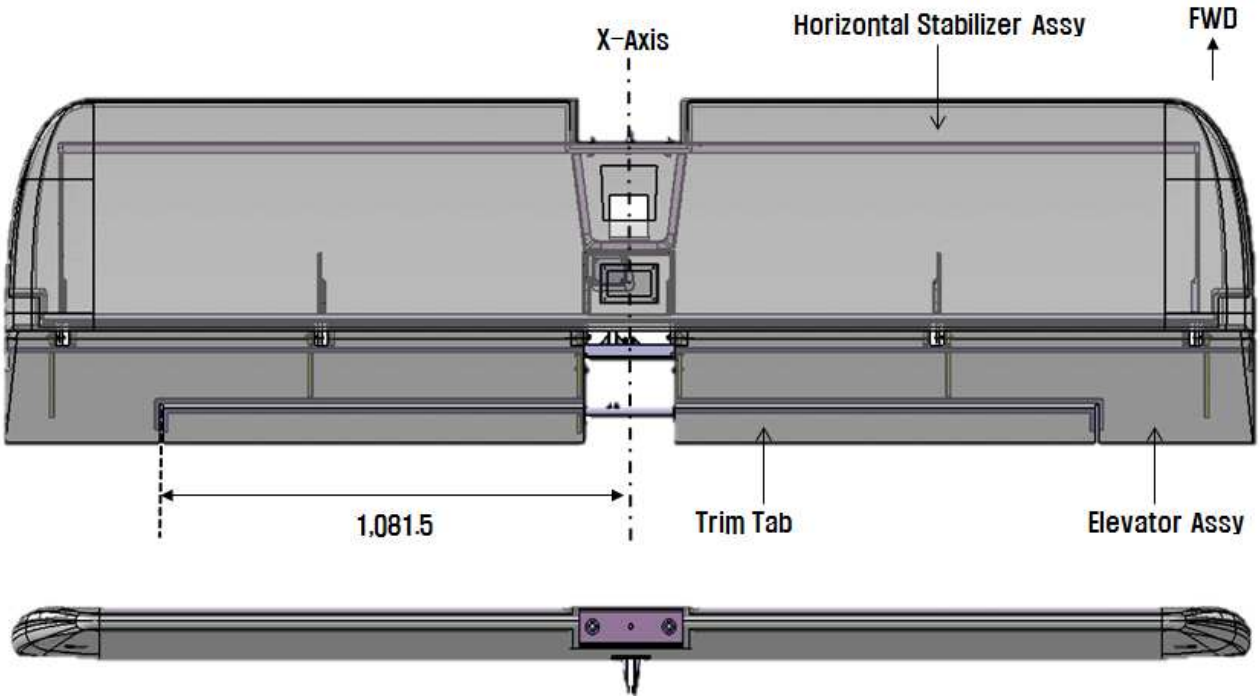
<에일러론 주요 구성품>

KLA-100 Aileron은 좌우 주익에 각각 하나씩 구성되어 Root Rib 및 Nose Rib No.1을 통해 주익과 총 2 Points 체결된다.

사. 수평미익 조립체 상세설계

1) 수평미익 조립체 구성

KLA-100 항공기의 수평미익 조립체 기본 형상 및 구성은 아래 그림에 도시되어 있다.



<KLA-100 주익 조립체 형상 및 구성>

수평미익 조립체는 크게 수평미익 및 Elevator로 구성된다. 수평미익은 Carbon Fabric Sandwich 구조의 상하 Skin, Carbon Sandwich 구조의 전후방 Spar, Stabilizer 장착을 위한 Forward Center Rib, 하중 분산 및 Elevator 장착 하중 지지를 위한 Rear Center Rib 및 RH/LH Rib, End Rib 등의 Rib로 구성하였다.

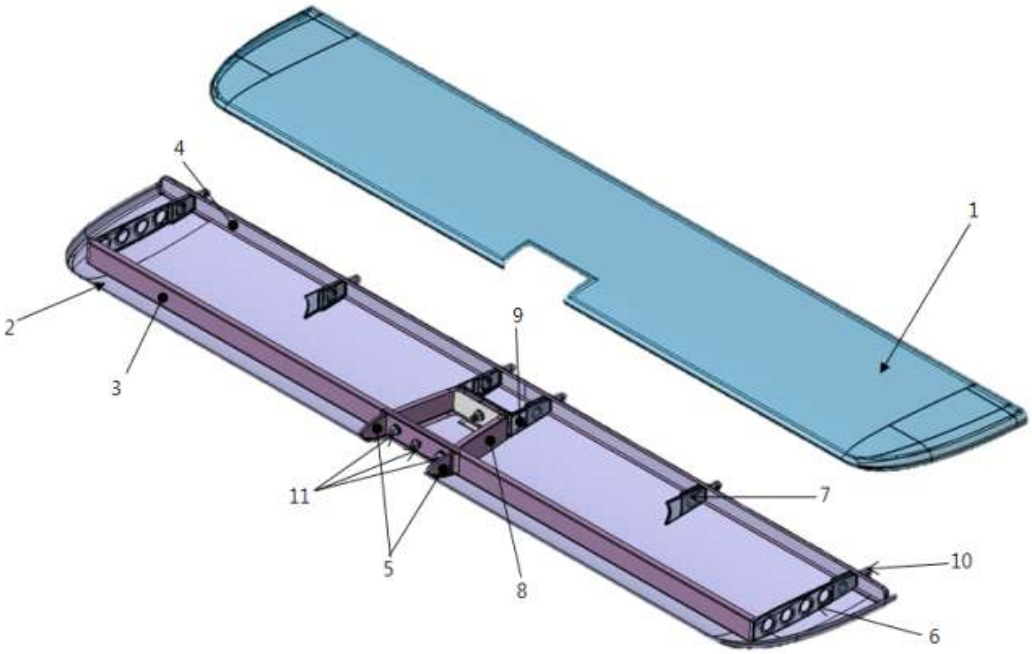
Elevator는 Trim Tab 일체형 구조로 설계하였으며 Carbon Sandwich 구조의 상하 Skin, Carbon Laminate 구조의 Forward, Rear, Trim Tap Wall 등 총 3개의 Spar Wall, Root Rib, Nose Rib, Rear Rib 등의 Rib들로 구성하였다.

Stabilizer와 동체의 체결구조, Stabilizer와 Elevator의 체결 구조는 모두 금속재 부품들을 이용하여 기계적으로 체결되도록 구성하였다.

2) 수평미익 구조 설계

가) 수평미익

수평미익은 상하 Skin, Front Spar, Rear Spar, Root Rib, End Rib, Rib, Front Center Rib, Rear Center Rib 등으로 구성하였으며 아래 그림에 도시하였다.



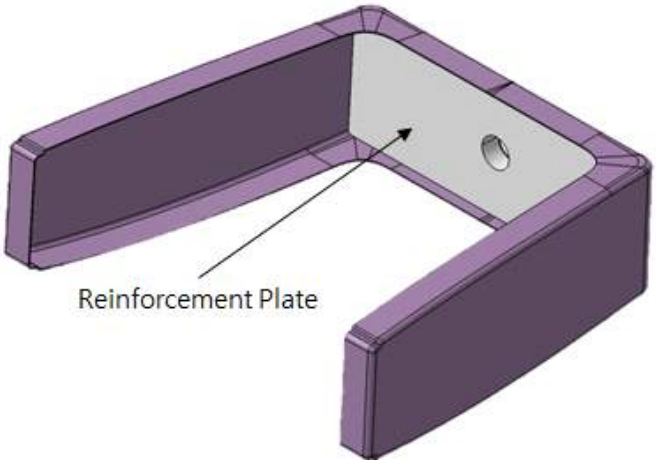
NO.	Part
1	Horizontal Stabilizer Skin UPR
2	Horizontal Stabilizer Skin LWR
3	Front Spar
4	Rear Spar
5	Nose Root Rib
6	End Rib
7	Center Rib
8	Front Center Rib
9	Rear Center Rib
10	Pivot
11	Horizontal Fitting

<수평미익 형상 및 구성>

Skin은 Carbon Fabric Sandwich 구조로 설계하였으며 상하 Skin으로 구성되어 Bonding으로 결합된다.
하중 분산 및 중량감소를 위해 Bonding Line을 제외한 전 영역에 걸쳐 Foam Core를 적용하였으며 상하 Skin 각각에 FCS 부품 정비를 위한 점검창 및 Hatch Door를 구성하여 정비성을 고려하였다.
Front Spar와 Rear Spar의 경우 Front Spar는 중앙부위가 Stabilizer 장착구조에 관여하고 Rear Spar는 총 6곳이 Elevator 장착구조에 관여하기 때문에 Stabilizer의 굽힘 하중을 지지함과 동시에 이러한 장착 하중을 지지할 수 있도록 Carbon Sandwich 구조로 설계하였으며 장착과 관계된 부위는 Foam Core 대신 Reinforcement Plate를 삽입함으로써 필요한 강도를 확보할 수 있도록 설계하였다.

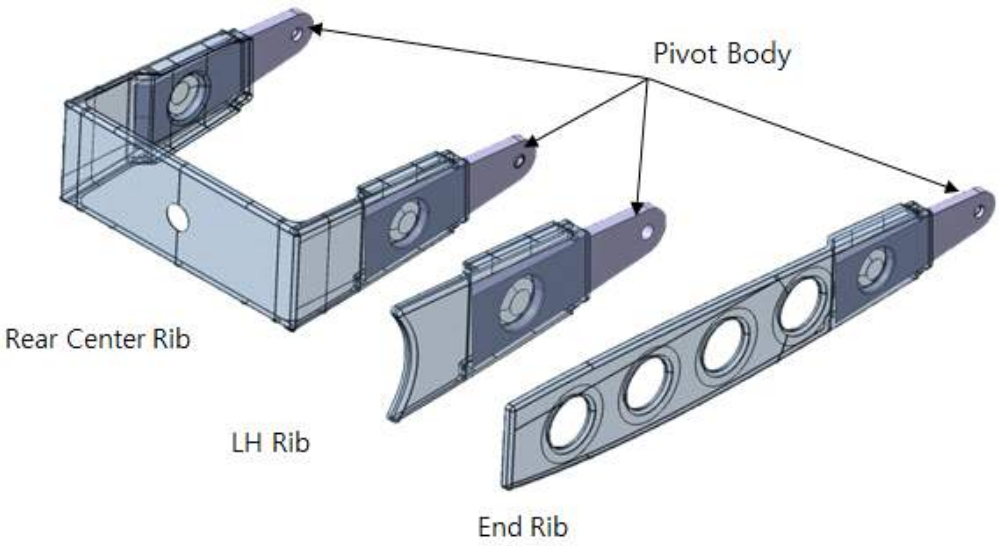
Front Center Rib은 Carbon Laminate 구조로 설계하였으며 동체의 Fin Wall No.3와 체결되어 Front Spar와 더불어 Stabilizer 장착 구조를 형성한다. 따라서 이러한 장착 하중을 지지할 수 있도록 Fin Wall No.3와 체결되는 중앙부에는 적층 시

Reinforcement Plate를 삽입하여 충분한 강도를 유지할 수 있도록 설계하였다.



<Front Center Rib>

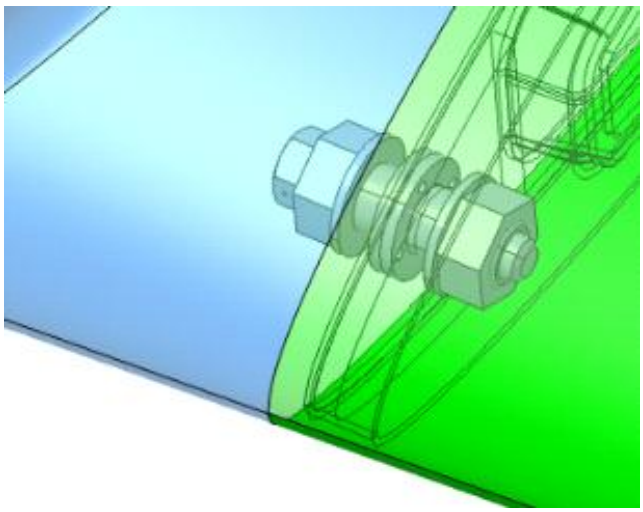
Rear Center Rib, Rib, End Rib은 Carbon Fabric Laminate 구조물로 설계하였으며 Skin 및 Spar와 Bonding으로 결합된다.
수평미익 하중 지지 기능과 더불어 Elevator를 장착하기 위한 구조로 설계하였으며 이러한 점을 고려하여 적층 시 Elevator 장착을 위해 별도의 Laminate 구조물인 Pivot Body를 삽입하도록 설계하였으며 이러한 Pivot Body가 Rear Spar의 Reinforcement Plate 삽입부 총 6곳을 관통하여 Elevator와 체결되도록 설계하였다.



<Rear Center Rib, Rib 및 End Rib>

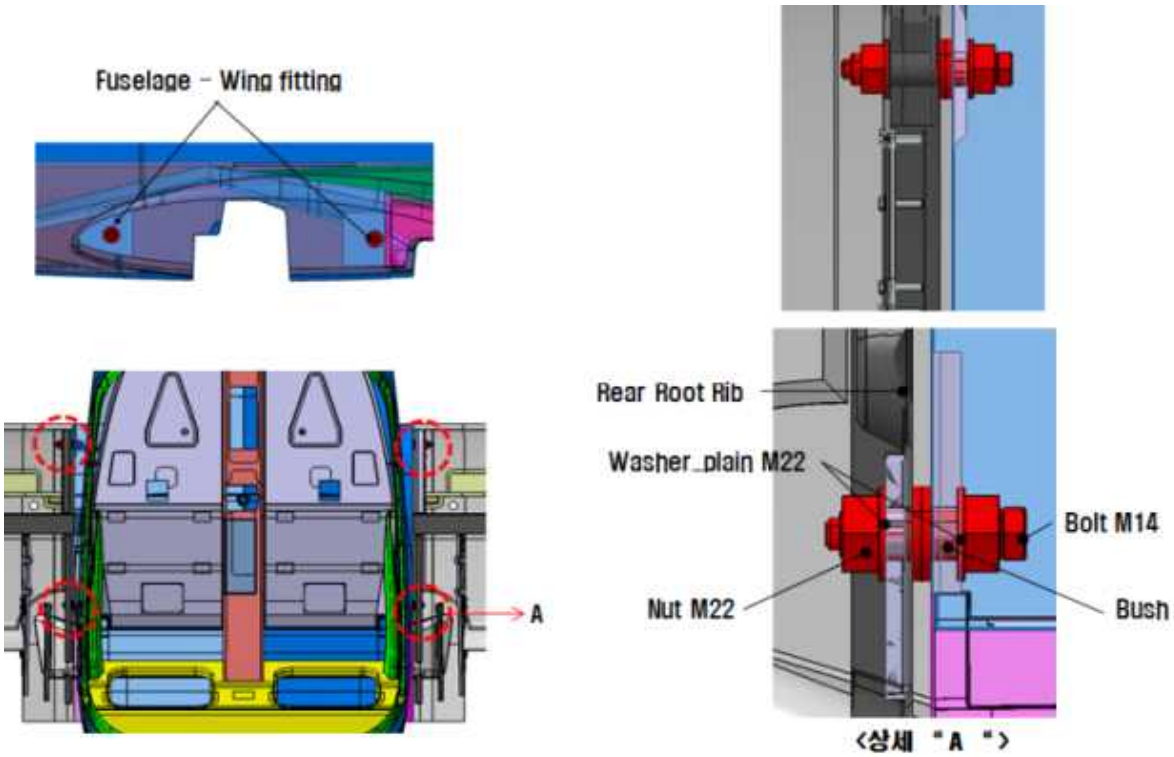
아. 조립 상세설계

1) Wing to Fuselage



<Attach Fitting 조립체>

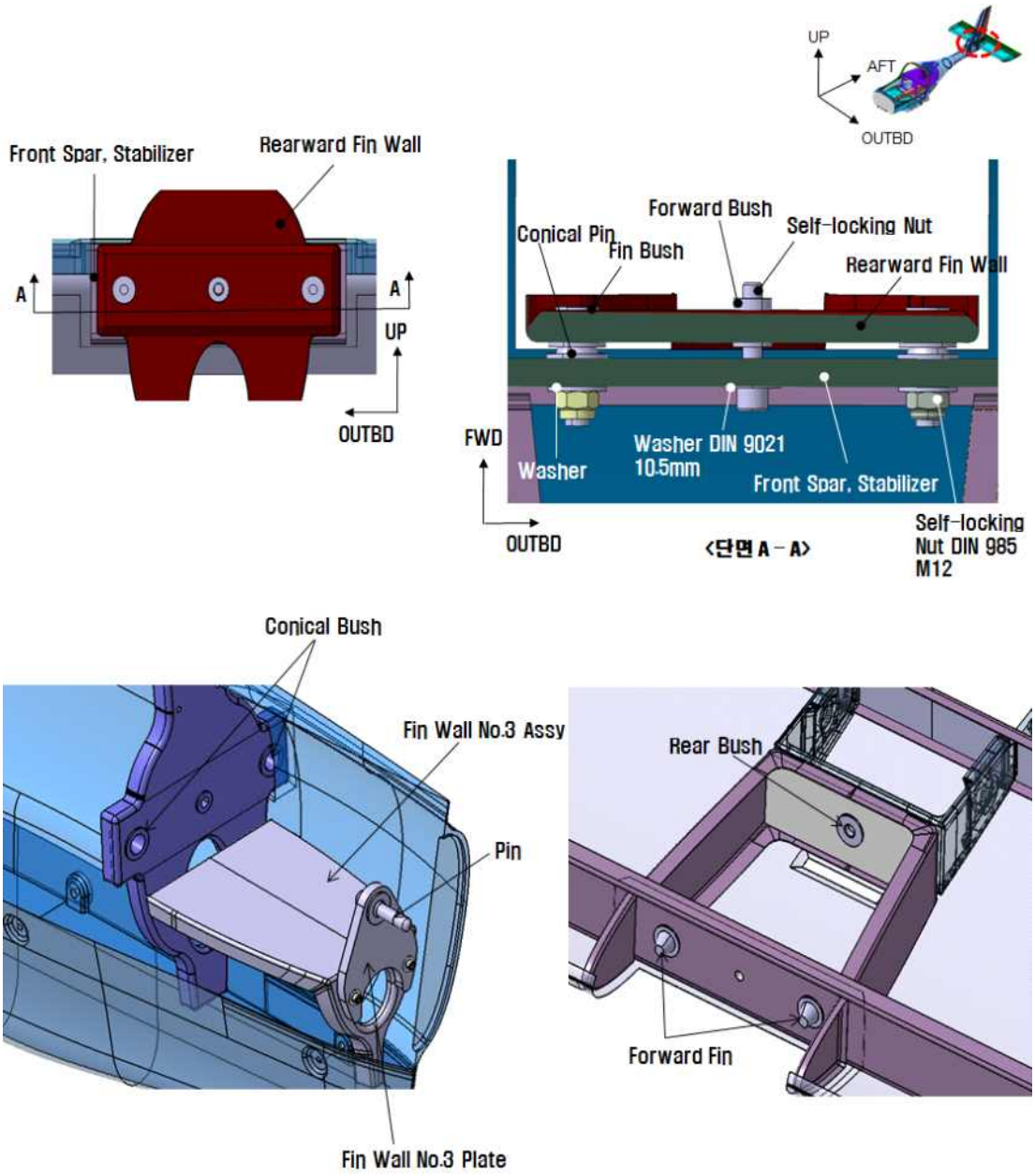
주익과 동체의 조립은 상기 그림과 같은 Attach Fitting 조립체를 이용하여 동체와 주익의 Root Rib을 좌우 총 4곳에서 기계적으로 체결하도록 설계하였다.



<동체와 주익 조립 상세>

2) Stabilizer to Fuselage

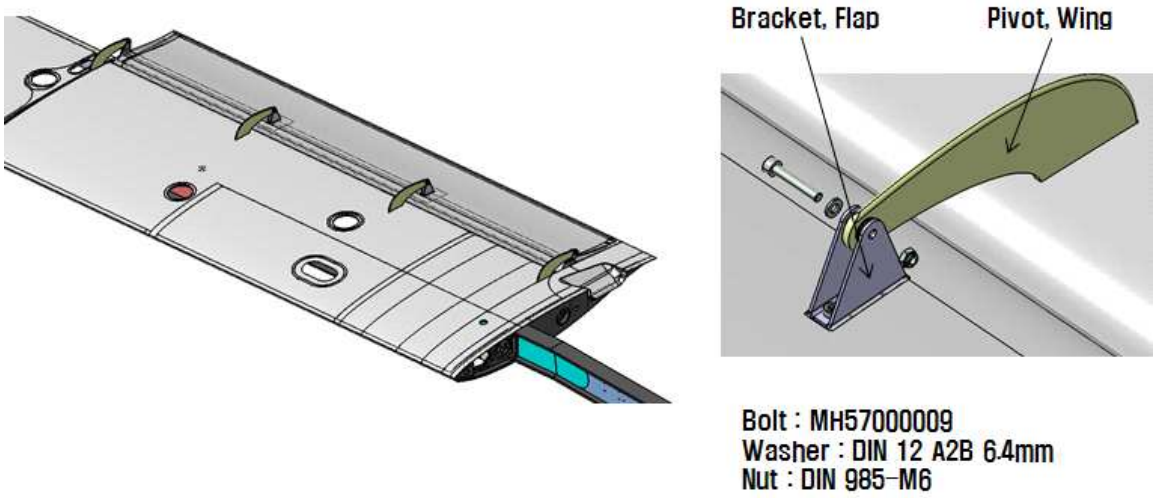
동체와 수평미익의 결합부는 총 2곳으로 수평미익의 Forward Spar에 구성된 2개의 Conical Pin이 동체 수직미익의 Rear Fin Wall 하단에 위치한 Bush에 삽입되고, 역으로 동체의 Fin Wall No.3에 구성된 Pin이 수평미익의 Forward Center Rib에 반영된 Bush에 삽입되어 상호 체결되도록 구성하였다.



<동체와 수평미익 조립 상세>

3) Flap to Wing

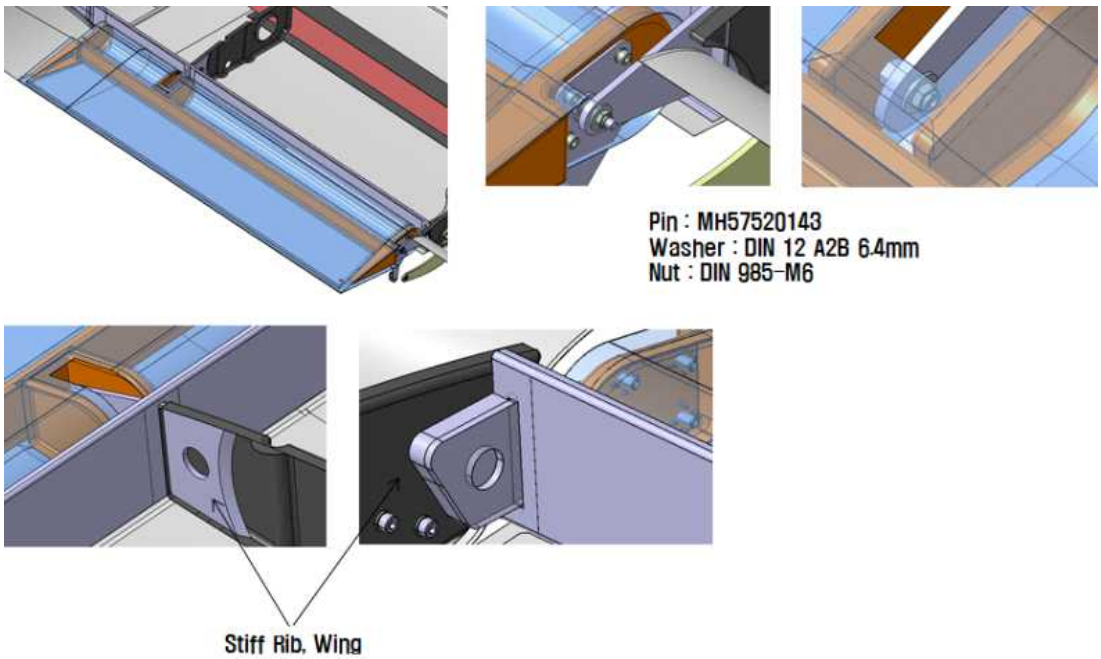
아래 그림에 도시한 바와 같이, 주익의 Stiff Rib에 고정되는 Wing Pivot이 주익 하부 Skin을 관통하여 하부에 위치하고 이러한 Wing Pivot과 Flap Skin 하부에 고정되는 Bracket과 기계적으로 체결되는 구조로 설계하였다.



<주익과 Flap 조립 상세>

4) Aileron to Wing

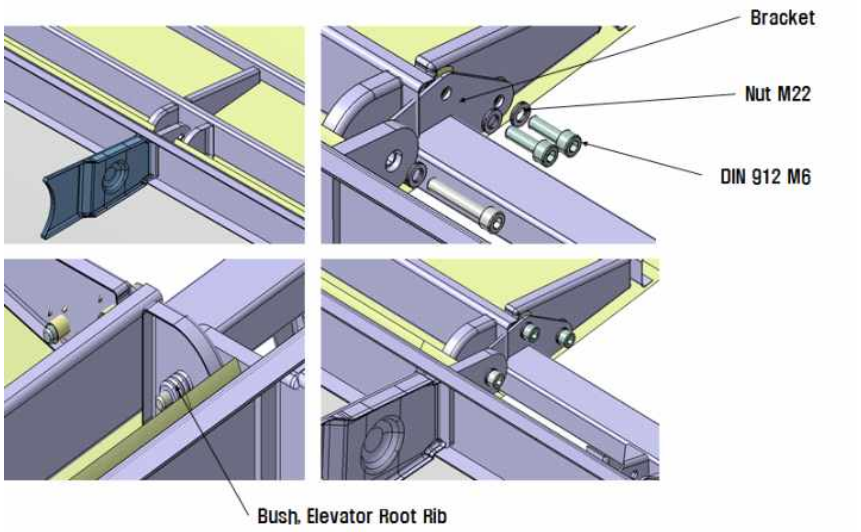
주익의 Stiff Rib에 삽입된 Pivot Body와 Aileron의 Root Rib 및 Nose Rib과 기계적으로 체결되도록 설계하였다.



<주익과 Aileron 조립 상세>

5) Elevator To Stabilizer

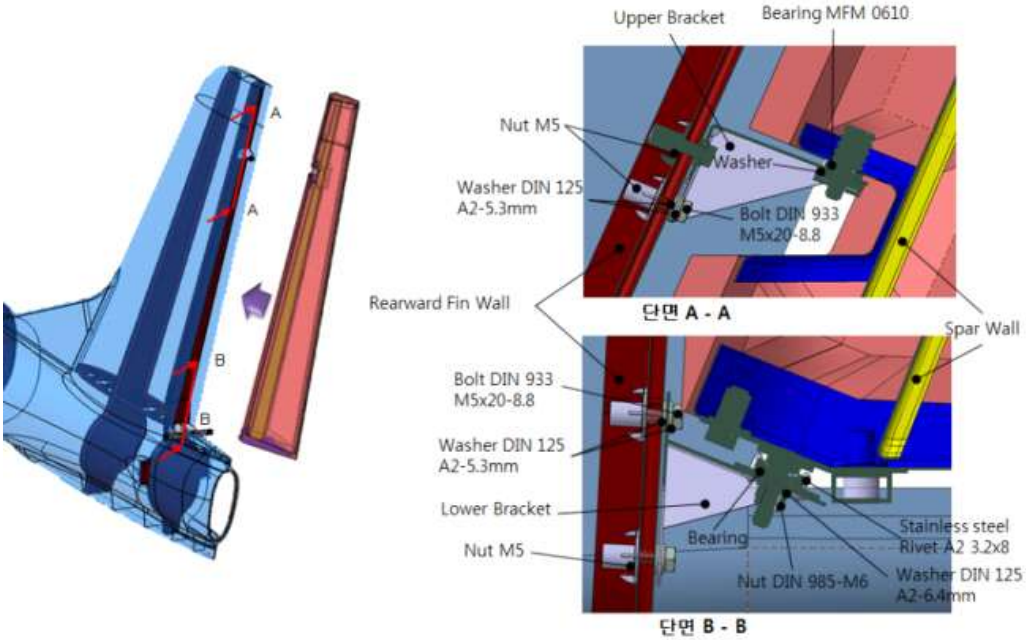
수평미익의 Rear Center Rib, Rib 및 End Rib에 삽입된 Pivot Body와 Elevator의 Nose Rib 또는 Rear Root에 체결되는 Bracket과 기계적으로 체결되도록 설계하였다.



<수평미익과 Elevator 조립 상세>

6) Rudder to Fuselage

동체의 Rear Fin Wall에 Bolt로 두 개의 Bracket을 장착하고 본 Bracket이 Rudder의 Upper Rib과 Lower Rib에 장착되어 있는 Pin과 체결된다. 동체와 Rudder의 장착 시에는 Bearing과 Washer가 함께 체결되어 원활한 회전이 이루어질 수 있도록 구성하였다.

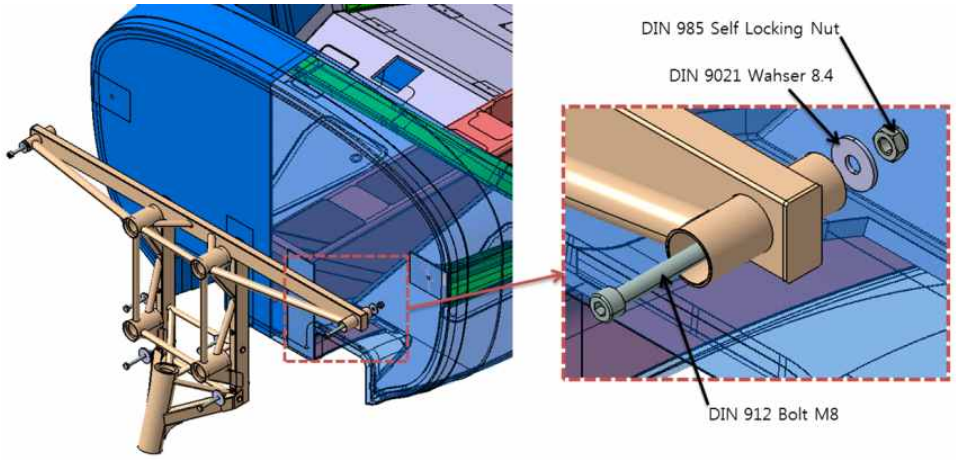


<Fuselage와 Rudder 조립 상세>

7) EMS to Fuselage

EMS(Engine Mount Structure)는 총 6곳의 체결 Point를 통해 동체 방화벽과 체결되도록 구성하였다. 동체와의 체결은 표준품인 Bolt, Nut, Washer를 이용하여 기계적으로

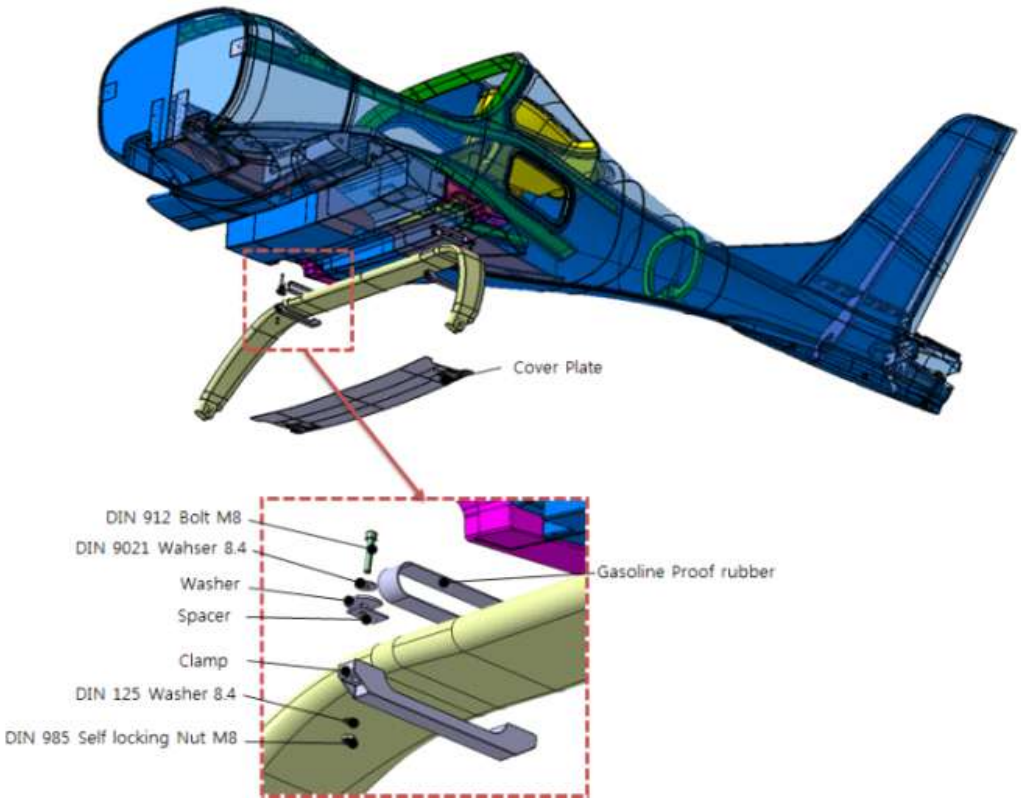
체결되도록 하였으며 동체에 체결 시 Firewall 뿐만 아니라 동체 내부에 위치한 Overall beam 및 Tunnel을 관통하여 체결되도록 하여 하중이 동체 전체에 전달되도록 설계하였다.



<Fuselage와 EMS의 조립 상세>

8) Main Landing Gear to Fuselage

Main Landing Gear는 동체 Skin 하단에 형성된 Gear Box 구조에 Landing Gear Strut를 삽입하고 금속재 Clamp를 Bolt, Nut, Washer를 이용하여 동체에 기계적으로 체결하여 고정하도록 함으로써 착륙 하중에 의해 Landing Gear가 자유롭게 변형될 수 있도록 설계하였으며 Landing Gear Strut와 동체 사이에 완충을 위한 Rubber Pad를 삽입함으로써 마찰이나 충격에 의해 손상되지 않도록 구성하였다.



<Fuselage와 Main Landing Gear 조립 상세>

자. 개발시험

초기 Sizing 결과에 대해 이를 검증하기 위해 하중해석을 통해 확인된 제한하중 및 안전계수가 적용된 극한하중을 부여하는 개발시험을 수행하였다. 개발시험은 협력업체인 Flight Design社 우크라이나 공장에서 수행하였다. 시험에 적용한 안전계수는 CS-VLA AMC(Acceptable Means of Compliance)를 근거로 일반안전계수 1.5, 온도 및 습도 등 환경영향성을 고려한 추가안전계수 1.25 및 재료 및 공정 변동성을 고려한 추가안전계수 1.2까지 총 2.25를 적용하였으며 모래주머니, 금속재, 벽돌을 사용하여 분포하중을 모사하였다.

전체 개발시험 수행 일정 및 결과는 아래 표에 도시하였다.

<개발시험 일정 및 결과>

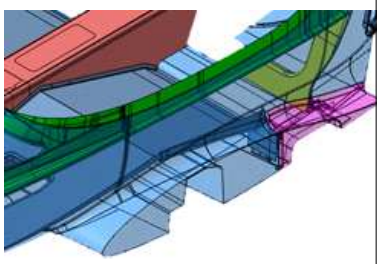
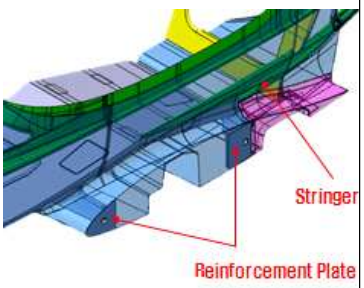
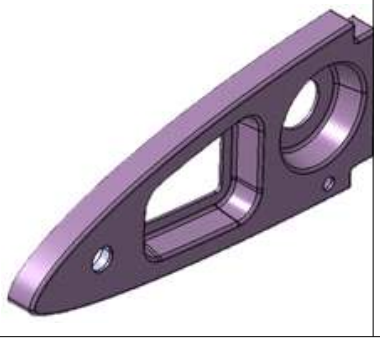
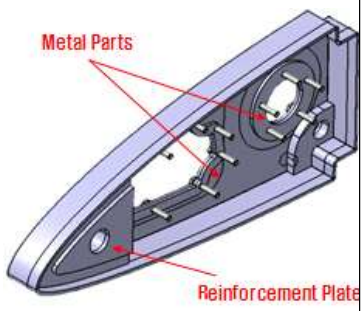
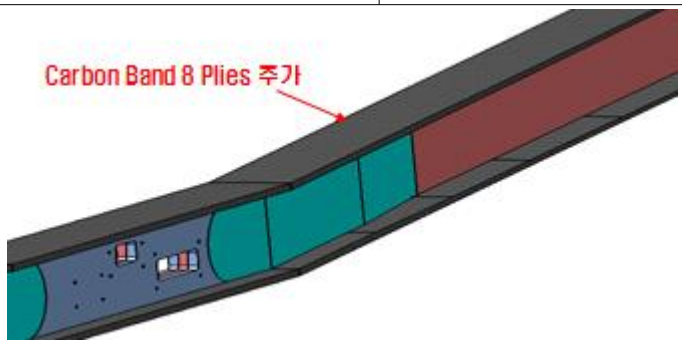
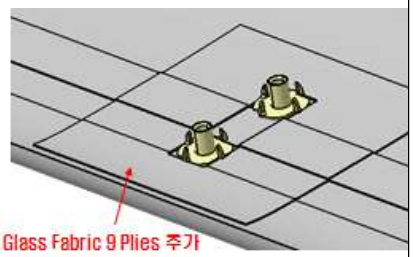
시험대상	수행시기	적용 안전계수	결과
Aileron	14. 11	2.25 이상	Passed
Flap	15. 2~15. 3	2.25 이상	Passed
Elevator	15. 3	2.25 이상	Passed
Rudder	15. 3	2.25 이상	Passed
Wing	15. 3~15. 6	2.25 이상	Passed
Fuselage	15. 4~15. 6	2.25 이상	Passed



<주익 개발시험 (Bending Load Test)>

Flap, 주익 및 동체의 경우 소요일정에서 예상할 수 있듯이 개발시험 중 Failure가 발생하여 설계 보완 및 재시험의 과정을 거치며 최종적으로 통과되었으며 최종 통과된 설계를 최종 상세설계로 확정하였다. 이러한 전체 개발시험에 대한 상세 진행사항, 적용하중, 시험내용 및 결과를 기술한 문서번호 VAZR 5100 0001 'KLA-100 개발시험 보고서'를 성과물로

생성하였으며 아래 표에는 개발시험 과정을 통해 설계 변경된 구성품에 대하여 개략적으로 도시하였다.

	변경 사항	변경 전	변경 후
동체	• 뒤틀림 및 굽힘 저항 향상을 위해 전방동체 좌우에 Stringer 추가 • Wing Attachment Point에 Reinforcement Plate 보강		
주익	• Root Rib 보강 - Root Rib 형상 변경 (응력 분산면적 증가) - Reinforcement Plate 추가 - 금속재 부품 추가 (Fuel 계통 부품)		
주익 Spar	• Upper Spar Belt 적층수 증가		
Flap	• Drive rib 장착부 적층수 증가 • Bracket 장착부 적층수 증가	 	

<개발시험을 통한 설계변경사항>

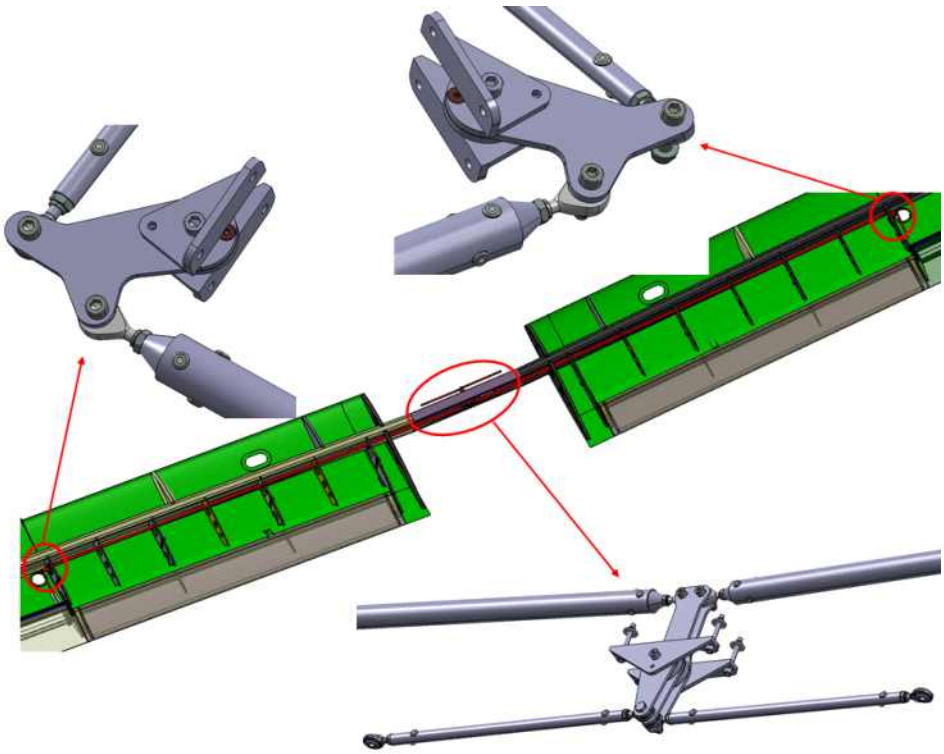
4. 계통설계

가. 조종 계통

1) 개요

- 조종계통은 1차 조종 장치인 Aileron, Elevator, Rudder와 2차 조종 장치인 Flap 및 Elevator Trim으로 구분된다. 조종계통의 설계는 구조적으로 단순하면서도 신뢰성 있는 조종력 전달이 요구된다. 주 구조물의 특징을 최대한 응용하여 요구되는 고유의 기능을 제고시키도록 구성하였다. 동급 항공기의 사례 조사를 통하여 주 조종계통인 Aileron과 Elevator에는 Push-Pull Rod를 사용하였고, Rudder에는 페달 시스템에 Steel Cable 적용한 기계식 장치 구성하였다. Flap과 Elevator Trim은 Electric Actuator를 이용한 기계식 장치로 구성하여 경량항공기 기술기준의 요구도에 적합하도록 설계하였다.

2) Aileron



<Aileron Linkage Detail>

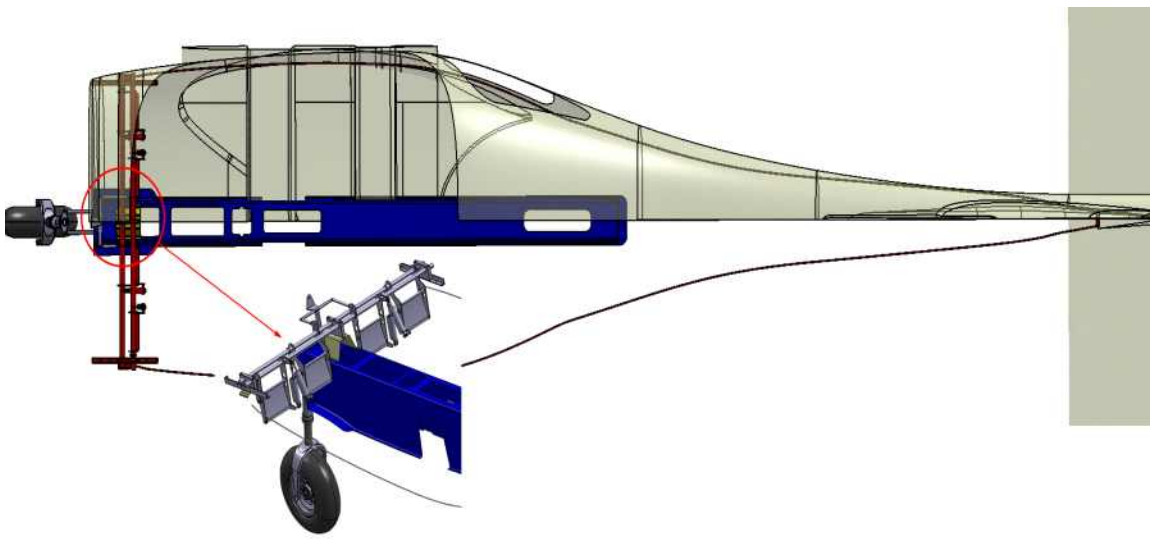
- Aileron Control System의 전체적인 Lay-out 형상으로, 소형 항공기에 주로 사용되는 Mechanical Linkage System이다.
- 각각의 Joint 부분은 동체 또는 날개의 구조물에 고정되어 있는 Angle과 Rocker에 의하여 Push Rod를 통해 연결된다. 중심부에 있는 짧은 Push Rod는 조종실의 Control Stick과 연결되어 좌우로 동시에 움직이게 되어있는데, Aileron의 경우 좌우가 서로 반대방향으로 움직임을 갖기 때문이다. Control Stick을 오른쪽으로 하면 오른쪽으로 Roll이, 왼쪽으로 하면 왼쪽으로 Roll 기동을 하도록 설계하였다.

3) Elevator & Trim

- Elevator는 일반적인 항공기 작동 방향과 같이 Control Stick을 앞으로 밀면 Elevator가 내려가게 되어 기수는 아래를 향하게 되고, 반대로 당기면 Elevator가 올라가 기수는 위를 향하게 되도록 설계하였다. Elevator Trim은 Elevator에 장착된 항공기의 안정성을 위한 미세 조종 장치로 조종면 전체가 아닌 일부분만 움직여 항공기의 중립상태를 유지하는 기능으로 조종사의 Load를 감소시키도록 구성하였다. 조종석의 Control Stick으로부터 연결된 Push-Pull Rod는 Center Tunnel과 동체를 지나 Elevator까지 연결된다. 설계된 Elevator의 작동 각은 상방 25°, 하방 20°이고, 이때 Trim도 역시 상방 25°(총 50°), 하방 20°(총 40°)의 작동 반경을 가진다.(Anti-Servo) 그리고 Trim Actuator를 작동 시 추가로 상방 13°(±1°), 하방 7°(±1°)의 움직임이 가능하도록 설계 되었다.
  - 엘리베이터가 20° 움직일 때 Trim Tap도 20° 만큼 움직이게 하려면 Elevator와 Trim의 Gear Ratio를 1:1로 맞추어 주어야 하는데, 이것은 레버의 길이(회전 반경)가 같아지도록 설계하면 된다.
  - Anti Servo - 소형 항공기의 특성상 약간의 움직임으로도 급격한 자세의 변화를 일으키므로 이를 방지하기 위하여 조종면이 움직이는 방향과 같은 방향으로 Tap을 움직여 조종사의 조종력이 더 커지게 하는 효과를 가져 오게 되고 이로 인하여 항공기의 과조작을 방지한다.

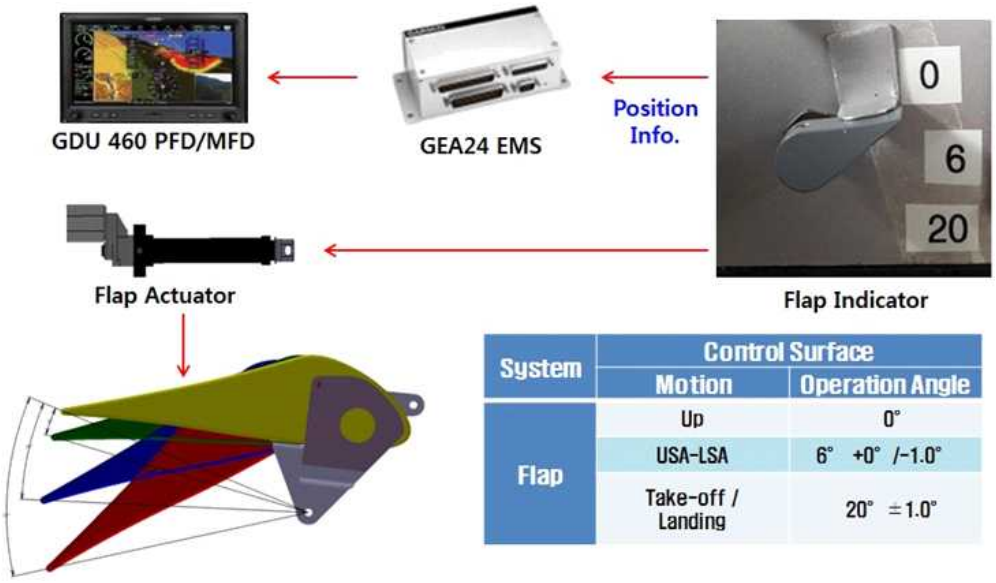
4) Rudder

- Rudder Control System은 Pedal과 Mechanical Cable로 구성되어 Rudder Surface에 연결되고, 일반적인 Above toe/Heel Pedal 방식으로 지상에서 방향전환을 위한 Nose Wheel Steering부분과 Push/Pull Rod로 연동되어 있다.
- Cable은 Pedal의 양쪽 끝에서부터 연결되어 Rudder까지 동체 Skin을 따라 설치되는데, 이 Cable을 위한 Guide를 Fuselage Skin 안쪽 삽입하여 장착한다.



5) Flap

- 플랩은 조종실 내의 Flap Controller를 조작하여 Flap actuator를 작동시킨다. 기동형상에 따라 0°, 20°의 작동을 할 수 있다.



System	Control Surface	
	Motion	Operation Angle
Flap	Up	0°
	USA-LSA	6° +0° /-1.0°
	Take-off / Landing	20° ±1.0°

- Flap Control System은 Electric Actuator에 의해 구동되며, Linkage 구성부의 전체적인 형상은 Aileron과 유사하며 Angle과 Rocker, Push-Pull Rod로 연결된다. Flap은 좌우가 동시에 같은 방향으로 움직여야하기 때문에 좌우 Rocker의 형상과 연결되는 Push-Pull Rod의 위치를 조정하여 구성 하였다.

6) 조종면 작동범위

- 일차 조종시스템인 Aileron, Elevator, Rudder의 조종관 움직임에 따른 조종면의 작동범위는 다음과 같다.

System	Control Surface	
	Motion	Operation Angle
Aileron	Left Wing Up	20° ±1.5°
	Right Wing Down	12° ±1.5°
	Left Wing Down	12° ±1.5°
	Right Wing Up	20° ±1.5°
Elevator	Down	20° ±1.0°
	Up	22.5° ±0.5°
Rudder	Left	15° ±1.5°
	Right	15° ±1.5°

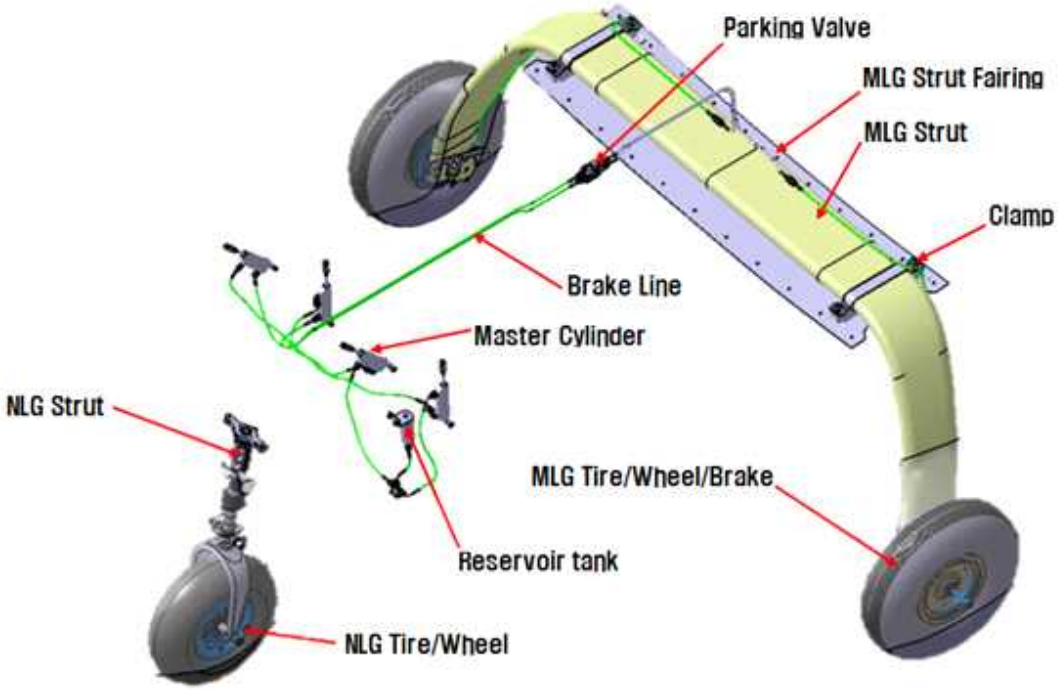
나. 착륙 계통

1) 개요

- 착륙계통은 일반적인 경항공기와 동일한 고정식 Nose Wheel Tricycle 선택하였고, 이/착륙, Taxing시 충분한 완충을 하고, 수평자세를 유지하며, C.G 범위 및 하중배분을 고려하여, 활주시의 직진성 확보에 유리 하도록 구성했다.
- Nose와 Main의 중량배분은 Nose Landing Gear는 보통상태에서 MTOW의 20.4%(C.G : 35.6% MAC), 최대는 MTOW의 26.2%(C.G : 17.8% MAC)를 담당하도록 배치 및

설계했고, Main Landing Gear는 보통상태에서 MTOW의 79.6%(C.G : 35.6% MAC), 최대는 총 중량의 100%(주륜 착륙 조건)를 담당하도록 배치 및 설계 되었다.

- Brake System은 배압 장치가 없는 유압식 Disc 시스템으로 구성되어 있으며, 주륜만 작동하고, 주기시를 위한 Parking Brake가 구성되어 있다.



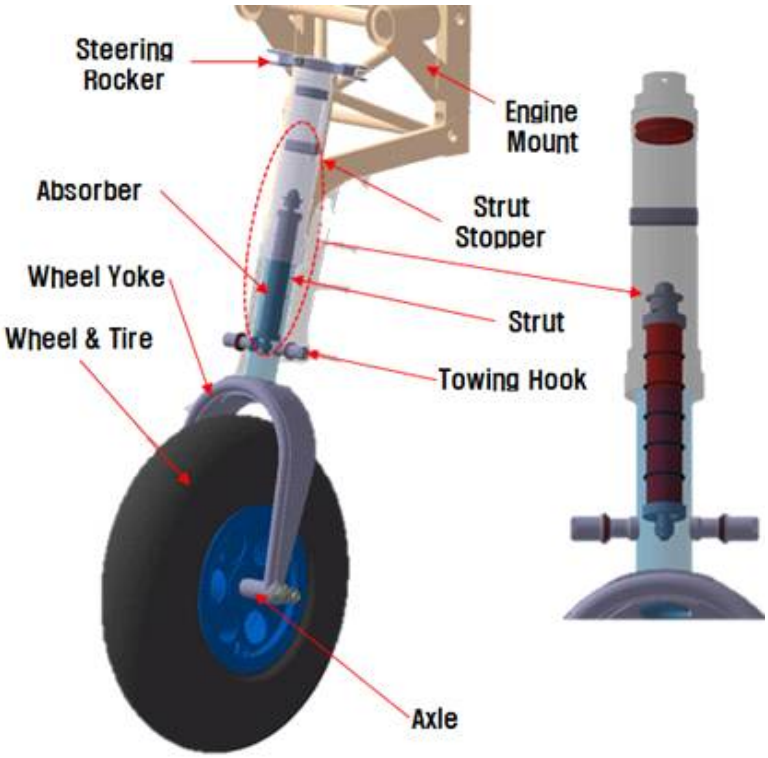
Landing Gear 장착형상과 구성도

- 각 착륙장치의 배열은 비행기의 수평, 이륙, 활주 중 가장 불리한 자세에서 지면 여유 간격을 191mm로, 전륜 Strut의 완전 수축 및 타이어 Flat 상태에서 수평 이륙 자세에서 Propeller 와 지면 여유 간격은 200mm이상으로 설계하여 기술기준상의 요구도를 충족했다.

2) Nose Landing Gear

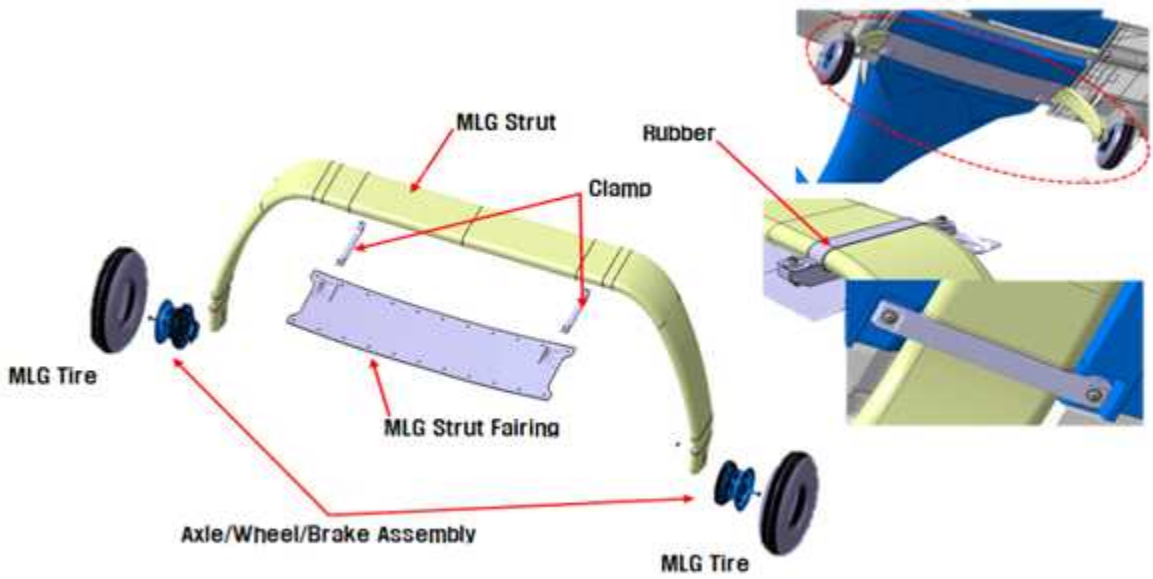
- NLG의 구성은 Strut/Yoke는 Carbon steel Pipe, Plate강을 가공하여 제작하고, 충격 완충용 Urethane Metric Tube Spring을 다단으로 배열하여 구성하여 충격을 흡수하도록 했다. Rim과 Tire는 6"Tube type Tire 및 Al RIM으로 구성했다.
- NLG는 엔진 Big EMS에 장착하고, Steering은 Rocker에 Rudder torque tube를 연결하여 Rudder Pedal로 조종한다.

Nose Landing Gear(NLG)의 상세 구성 및 세부 구성품은 다음 그림과 같다



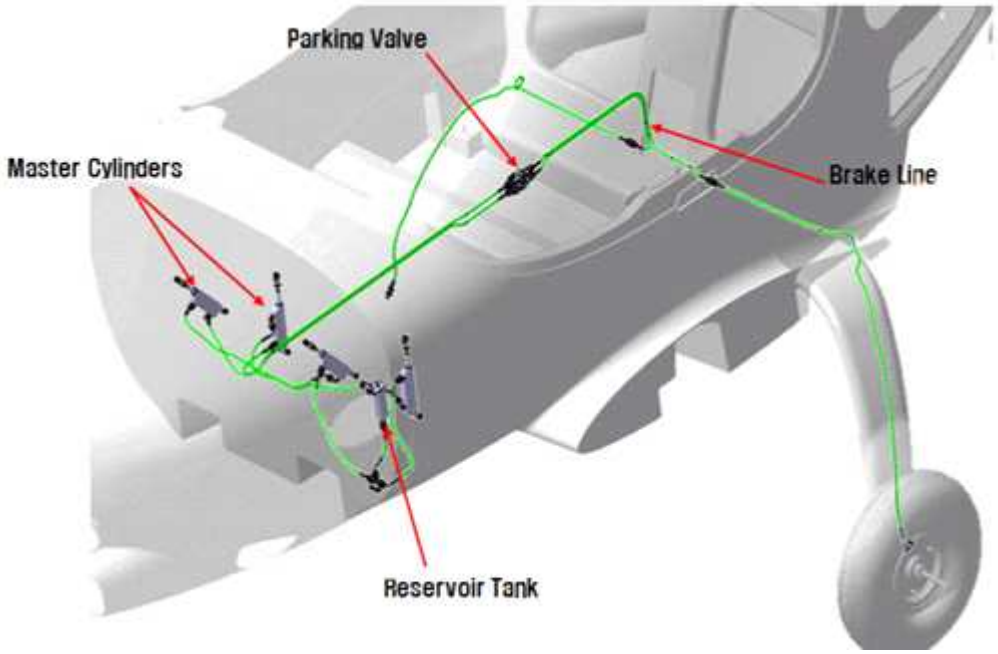
3) Main Landing Gear

- MLG Strut는 별도 충격 완충 장치 없이, Strut 자체가 충격 흡수 및 완충 역할을 하도록 Glass/Carbon 판스프링 형태에 Rubber Tube를 적용한 샌드위치 복합재 구조를 적용하여 중량을 감소했고, 단면 형태는 유선형으로 하여 공기 저항을 최소화 설계했다.
- MLG Strut는 동체 Skin 하부 Landing Gear Box 영역에 Clamp를 적용하여 장착한다. Strut 양쪽 하단에는 Wheel/Disk/Caliper 일체형 6"Tire-Wheel/Brake Assembly 축을 조립하고, Tire의 Toe-in/Camber angle은 Strut와 Axle 사이에 Spacer를 사용하여 조정하는 방식이다. MLG Strut 조립부에 공기저항을 줄이기 위한 Plate 형태의 Cover Fairing을 적용했다.



4) Brake System

- Brake System은 Differential Type으로 Rudder 페달에 장착된 Master Cylinder를 이용한 유압식으로 주륜에 장착된 디스크 브레이크 제동 방식이다. 인가된 힘을 제거하면 Master Cylinder 내 복원 스프링으로 복원되도록 하였고, Reservoir Tank가 별도로 구성되어 있으며, 배압 장치가 없는 매뉴얼 담력 유압식 제동장치이다. 동체 Center Tunnel 내부에 장착된 Parking Brake로 정지, 주기 시 사용한다.



<Brake System Layout>

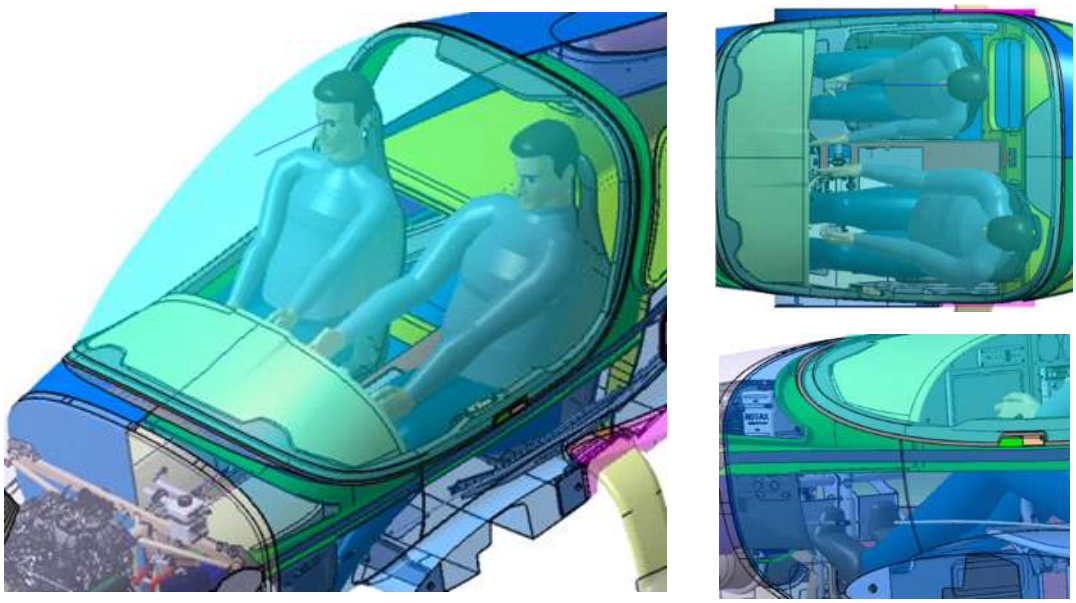
다. Cockpit(조종실)

1) 조종실(Canopy/Cabin)

- 조종실은 파일럿 및 동승자가 실제 위치하여 운항을 하는 공간이므로 조작편의성(배치,시야각), 운항안전성(Seat, Safety belt), 환경편의성 (Heating System)에 대한 부분을 설계하였다.

2) 조종실 점검

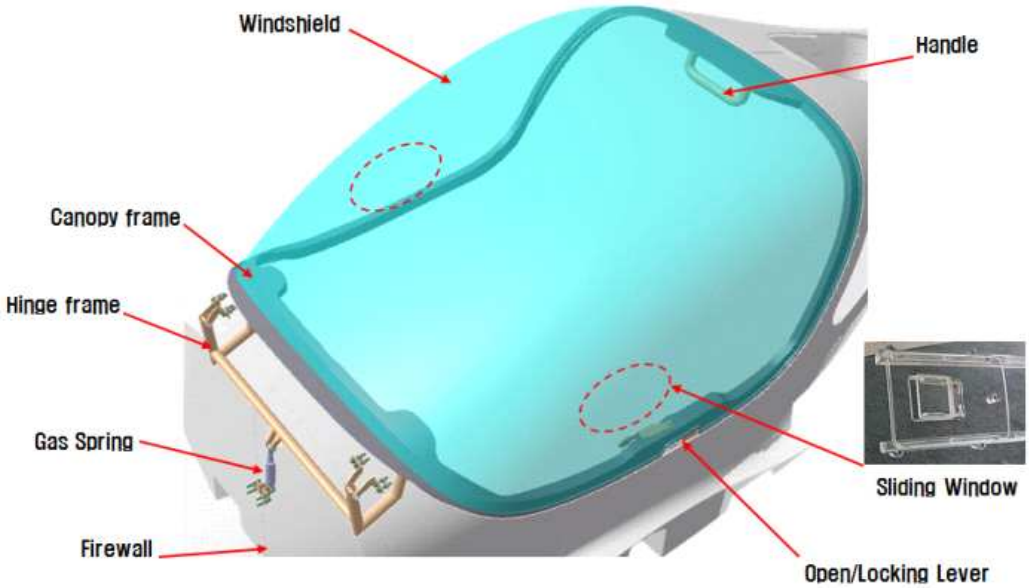
- 조종실은 인체모형 50%와 95%를 조종실에 배치하여 시계각, 조종편의성, 기능성을 확인하였다. 조종사 배치는 Cushion 50%눌림을 가정한 NSRP(Neutral Seat Reference Point)와 인체모형 H-Point(Hip Point)를 일치시켰다. 좌석을 앞뒤로 이동할 수 있으며, 오른쪽의 Instrument Panel에 5°의 각도를 주어 조종사만 탑승하였을 때 손쉽게 우측의 항전장비 조작을 할 수 있게 하였다.
- 조종사 시계는 Down Vision Angle로 7°가 확보되었으며, 동급의 기타기종과 비교하여도 유사한 수치로 보인다.



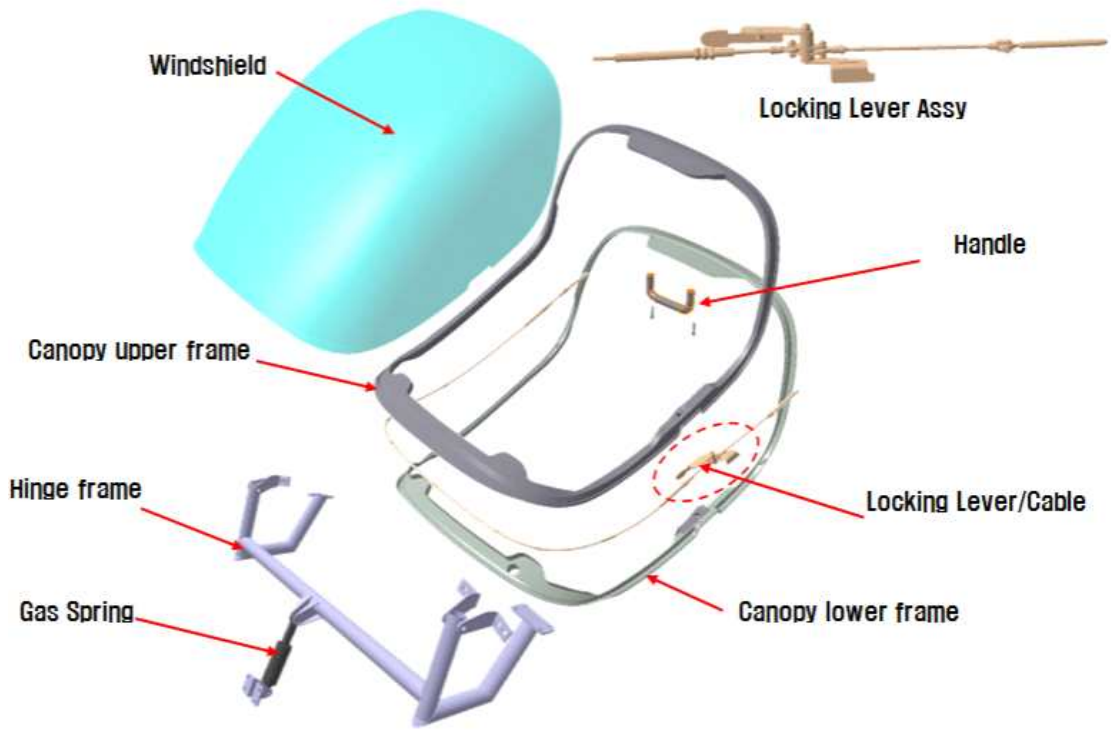
<인체모형 50%(우),95%(좌) 배치 Layout>

3) Canopy

- Canopy는 전방 힌지를 중심으로 후방에서 열리도록 구성하여 비행 중 열림 상황을 방지하고, 가스 스프링을 적용하여 조작의 편의성을 더 하도록 했으며. 개폐는 측면의 Lever로 작동한다. 좌/우측에는 Sliding Window를 구성하여, 실내 환기 시스템으로 사용한다.



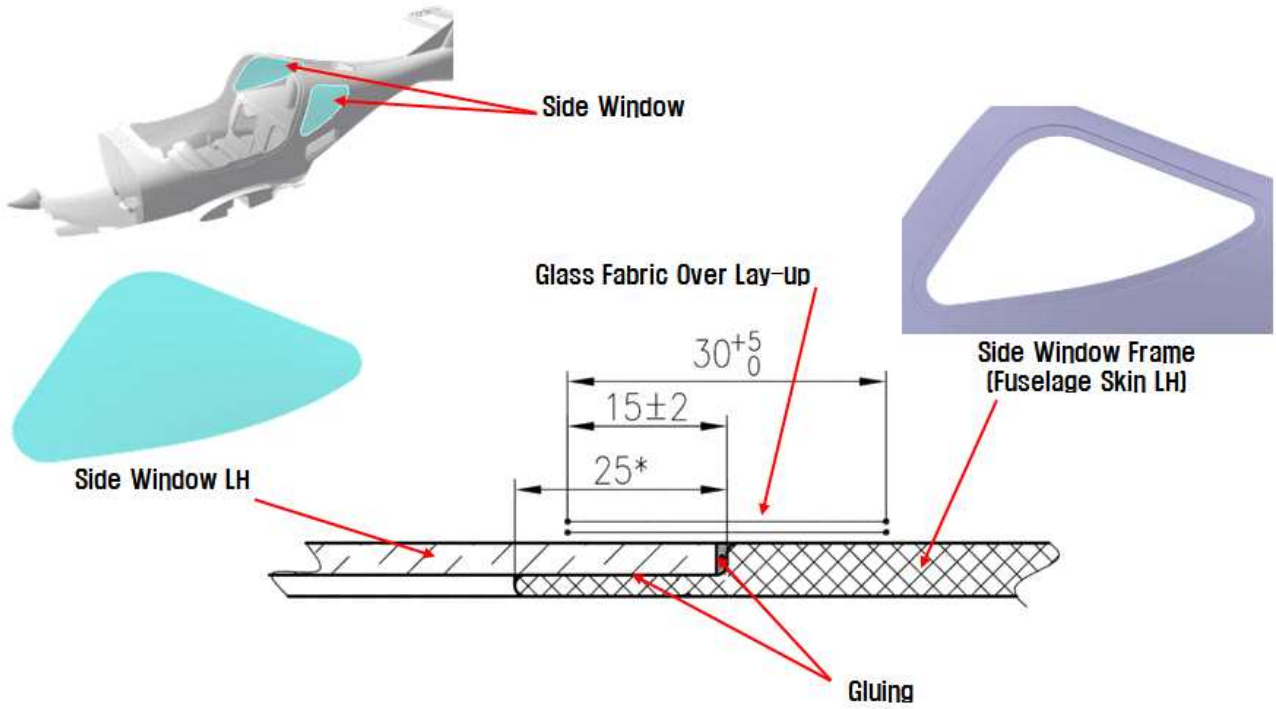
- 캐노피 좌측에 Locking Lever Assy가 설계되었으며 Lever의 조절로 Canopy를 개폐 가능하다. 부품의 상세설명은 하단의 그림과 같다.



<Canopy Detail Configuration>

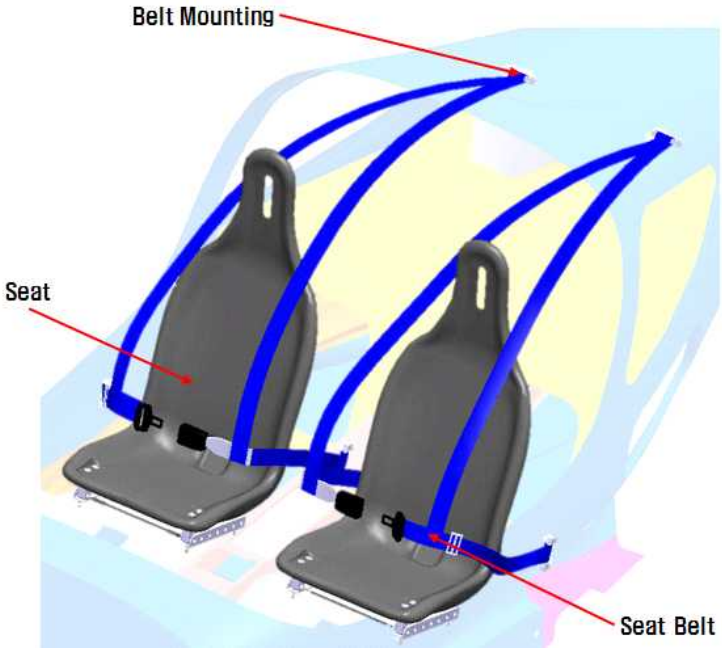
4) Side Window

- Side Window 또한 캐노피의 Windshield 동일재료인 Plexiglas로 성형품을 구매하며, Glass fabric을 overlapping 및 bonding하여 장착한다.

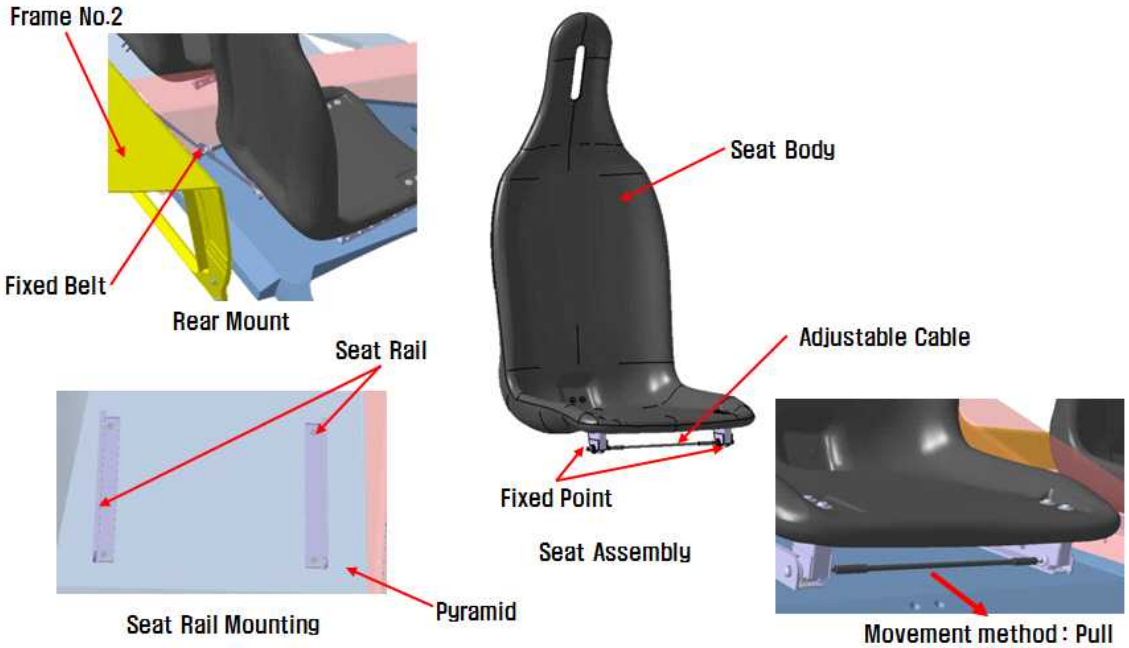


5) Seat

- KLA-100 항공기의 좌석은 복합재로 제작하고. 가죽커버를 적용한다. Seat 하단 Cable을 사용하여, 전/후방 이동 가능한 Sliding Seat이며, Seat 하단 양단지지 및 후방 Belt를 조절하여 좌석을 고정하는 구조이다.
- Seat Belt는 3점지지 방식으로 TSO 제품을 적용한다. Seat Detail 설계형상은 다음의 그림과 같다.



Seat Layout



Seat Detail Component

라. 추진계통

1) Engine

가) 개요

- 선정된 엔진은 Rotax의 정격출력 100마력급, 4기통, 수평대향형 왕복엔진으로서 흡기구는 엔진의 오른쪽 윗부분에 달려있다. Crank Shaft의 회전방향은 조종석에서 볼 때 시계방향으로 회전하며, 크랭크축은 기어박스의 감속장치를 통하여 프로펠러를 회전시킨다. 이 엔진은 연료 분사식으로 Throttle과 Mixture 조절에 의해서 출력을 제어할 수 있고, 연소실로 주입되는 연료의 양은 ECU가 자동으로 제어한다. 또한 각 연소실에 2개의 Injector가 있어 좀 더 효율적인 운용과 하나의 Injector가 Fail 시 나머지 하나로도 비행이 가능하다. 다음은 엔진의 주요 제원이다.



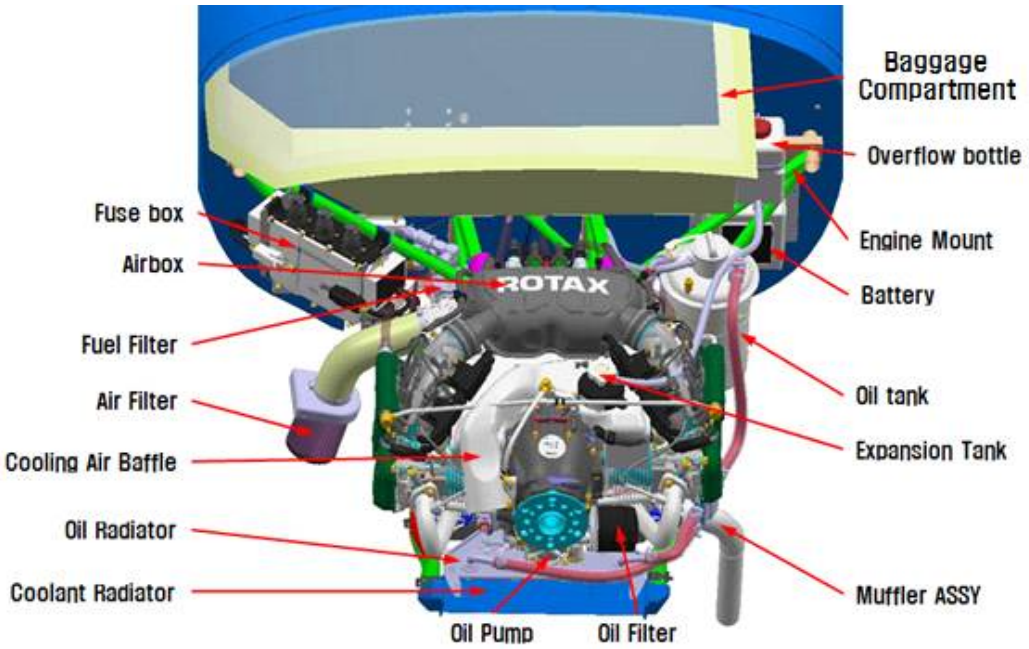
Model : Rotax 912 iS2 Sport (100hp)
4-stroke, 4 cylinder horizontally opposed, spark ignition engine, single central camshaft push rod
Liquid cooled cylinder head
Ram air cooled cylinder
Dry sump forced lubrication
Fully redundant electronic engine management (EMS) includes fuel injection, ignition characteristics
Propeller drive via integrated gearbox with mechanical shock absorber and overload clutch
Electric starter
Weight : 63.6kg (incl. oil tank, wiring harness, ECU, fuse box, starter relay)
Propeller gear ratio : 2.43 : 1
Usable Fuel : MOGAS(RON 95이상)
AVGAS 100LL or E10(not tested for KLA-100)

나) Engine Performance

Operation	HP/kW	RPM	Fuel Consumption(l/h)
Take-off Power (max. 5 min)	100.0/73.5	5,800	26.1
Max. Continuous Power	97.9/69.0	5,500	23.6
75% Cruise Power	73.4/51.8	5,000	16.5
65% Cruise Power	63.5/44.9	4,800	13.7
50% Cruise Power	48.8/34.5	4,300	11.1

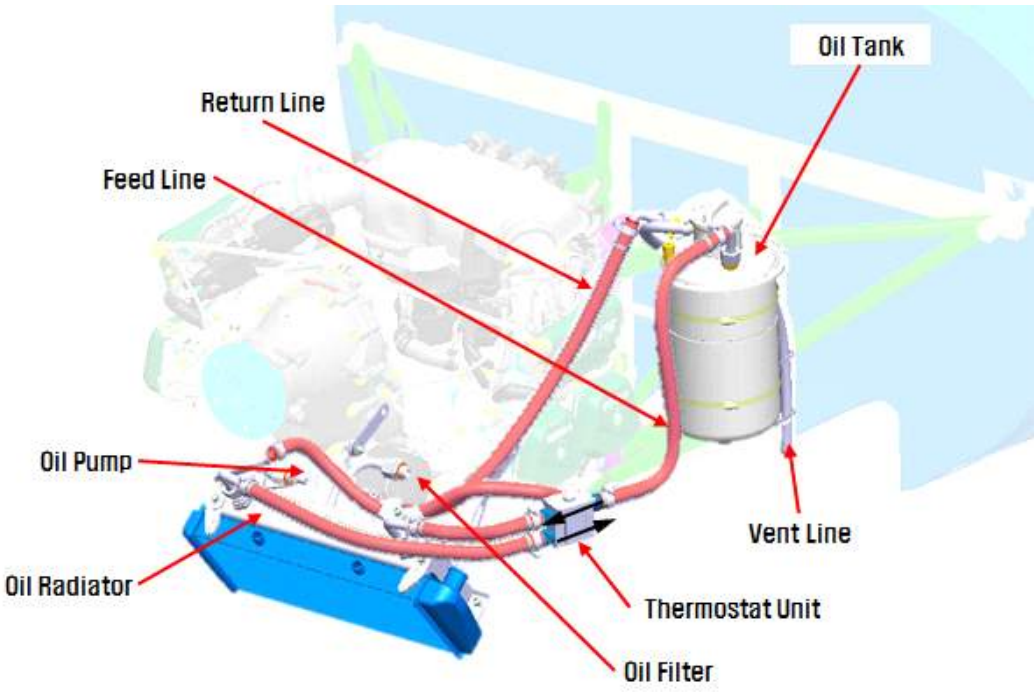
다) 설계 현황

- 본 항공기는 100마력급 왕복엔진과 고정피치 방식의 프로펠러(Ground adjustable) 시스템을 기본 토대로 주변 보기시스템을 구성하였다. 엔진의 주변장치로 Oil, Cooling, Air Inlet, Control System이 배치되며, 전체적으로 Cowl과 동체 내부에 엔진을 비롯한 모든 보기 시스템이 내장될 수 있도록 설계되었다. 다음 그림은 엔진의 전체적인 장착 형상과 주요 부품을 나타낸 것이다.



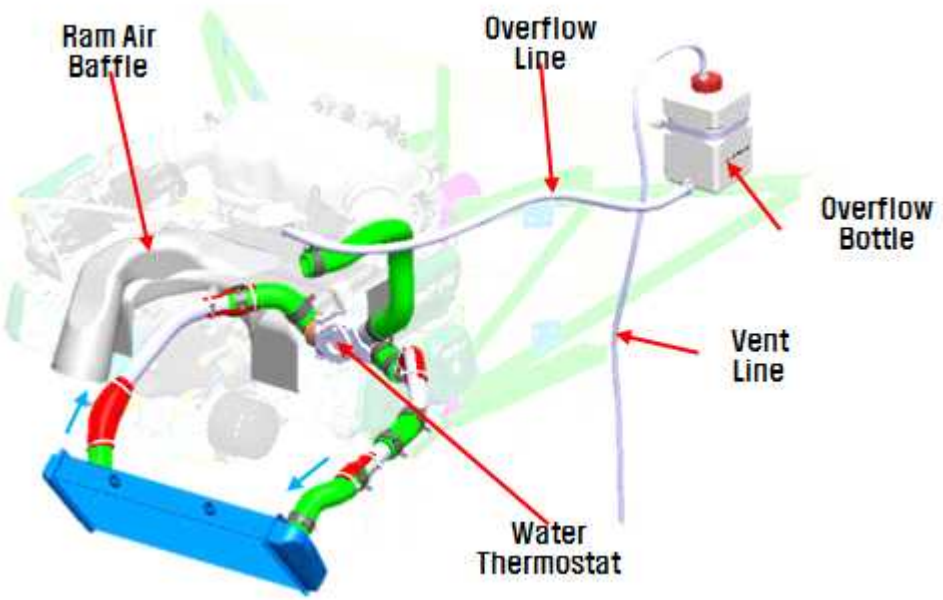
(1) Oil System

- Oil System은 Camshaft에 의해 구동되는 Oil Pump에 의하여 작동한다. Oil Pump는 Tank의 Oil을 Oil cooler(radiator)와 Oil Filter를 거쳐 Engine 내부의 각각의 Lubrication Points로 이송시킨다.
- 윤활과 냉각기능을 마친 Oil은 Crankcase의 아랫부분에 고여 있다가 Blow-By Gas의 압력에 의하여 Oil Tank로 귀환한다.
- 낮은 온도에서의 작동 시에 대비하여 Oil Thermostat를 장착하여 Oil이 냉각을 위한 Radiator를 거치지 않고 직접 엔진으로 공급되므로 시동 초기에 적절한 윤활을 통하여 안전하게 엔진 운용이 가능하도록 하였다.
  - Oil Temperature : min. 50℃ ~ max. 130℃
  - Normal Operating Temperature : 약 90 ~ 110℃

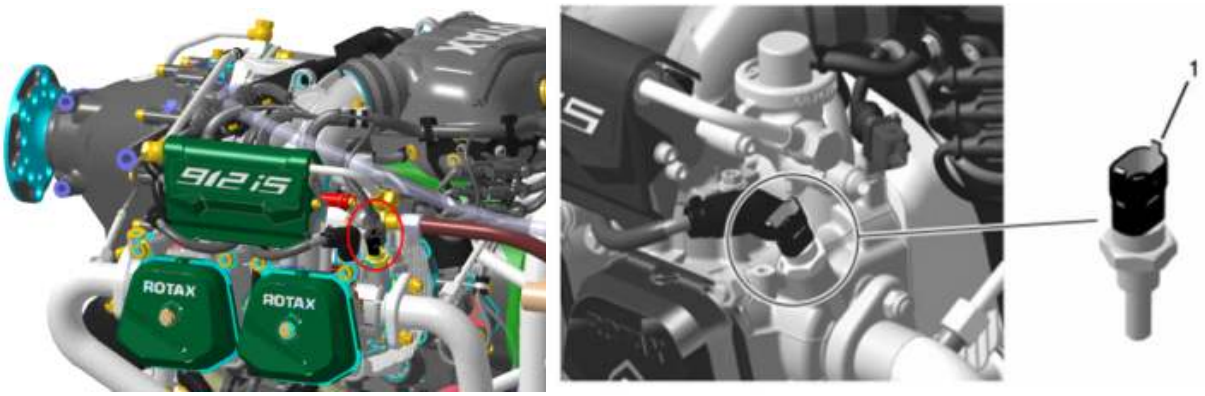


(2) Cooling System

- Rotax 912 iS2 Sport의 Cooling system은 Cylinder Head의 냉각을 위한 Liquid Cooling과 Cylinder를 위한 Ram Air Cooling 두 가지로 나누어진다.
- 먼저, Liquid Cooling은 엔진에 장착되고 Camshaft에 의하여 구동되는 Water Pump에 의하여 냉각수가 순환하면서 각각의 Cylinder Head를 냉각시킨다. 제일 위에 장착된 Expansion Tank에서 Radiator를 거치며 냉각수의 온도를 낮춰준다. 이때, 기본적으로 Radiator의 위치는 엔진보다 아래에 위치시키고, Expansion Tank는 엔진의 가장 높은 곳에 위치한다.
- Cylinder Head의 냉각을 마치고 온도가 높아진 냉각수는 팽창하면서 부피가 커지는데, 이때, 발생하는 압력차에 의하여 엔진 외부에 장착된 Overflow Bottle로 여분의 냉각수가 이동한다. 그러다가 냉각수의 온도가 낮아지면 다시 Expansion Tank로 귀환하게 된다.

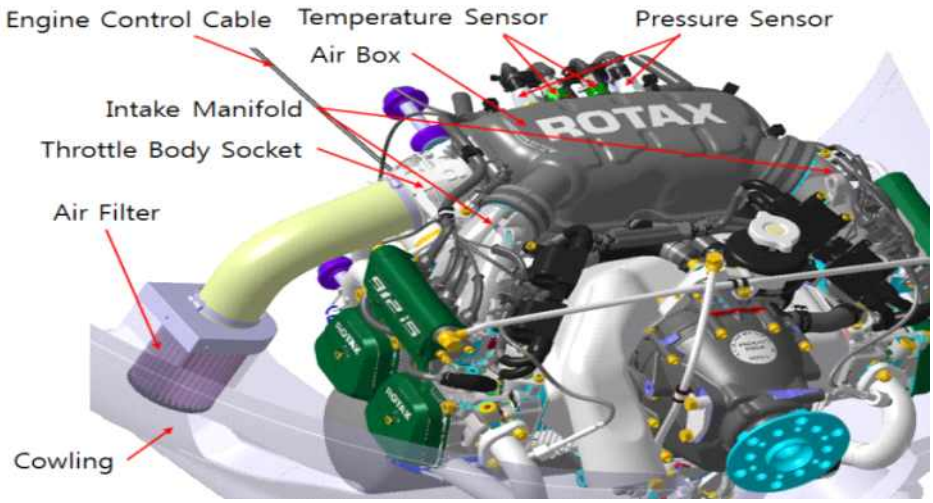


- Ram Air Cooling은 위의 그림처럼 실린더를 감싸고 있는 Cooling Air Baffle로 외부의 차가운 공기가 유입되어 Cylinder를 냉각시키고, 복합재 재질로 만들어졌다. 공기 흡입 덕트는 항공기의 앞쪽에서 유입되는 공기의 흐름을 잘 유도할 수 있도록 만들어졌다.



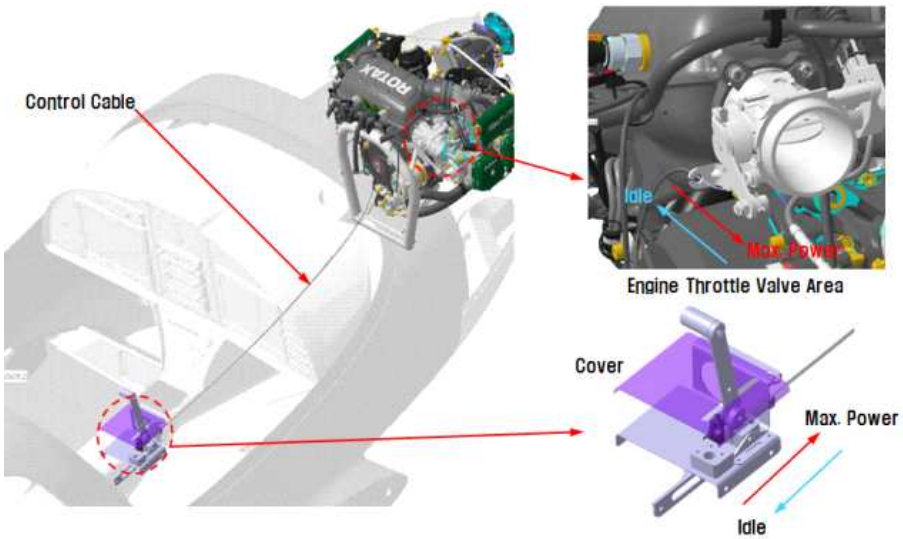
(3) Air Induction System

- 공기흡입시스템은 Air Filter를 통해 유입된 공기는 Throttle Body Socket의 온도/압력 센서와 Intake Manifold를 통하여 각 실린더로 공급된다. 이 Air Box에서 측정된 공기의 압력은 연료의 압력을 조절하기 위한 정보로 활용될 뿐만 아니라 ECU에서 정보를 모아 엔진의 출력이 최적화되도록 Spark Ignition의 점화 타이밍을 자동으로 조절한다.

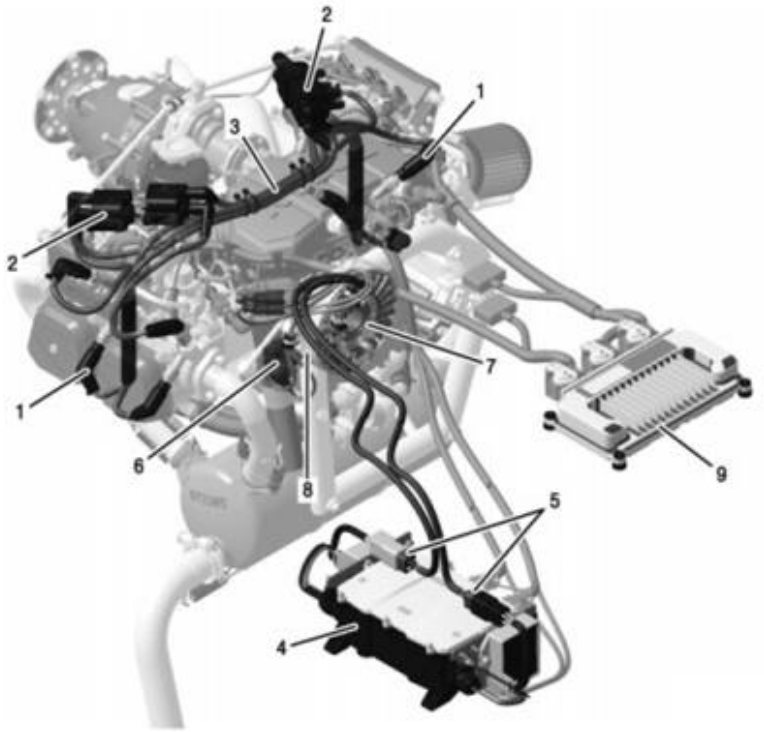


(4) Engine Control System

- 엔진의 Throttle Lever와 조종석의 Throttle은 아래 그림과 같이 Cable로 연결되어 있다. Throttle Body Socket의 Valve를 조정하여 유입되는 공기량을 조절하고, ECU에 의하여 자동으로 출력이 조정된다.



(5) Engine Management System(EMS)



- 내부에 장착된 Generator A, B에서 발생한 교류는 각각 Fuse box의 Rectifier regulator를 거쳐 직류로 변환하여 사용한다.

  Generator A는 엔진에 장착된 electric components(ignition, injection, sensors)에만 전기를 공급하고, Generator B는 엔진 시동 시 2400rpm에 도달할 때까지만 전기를 공급하고 이후에는 ECU와 기타 항공기의 운항에 전력을 필요로 하는 곳으로 자동으로 공급 및 Battery 충전도 담당한다.

2) Propeller

가) 개요

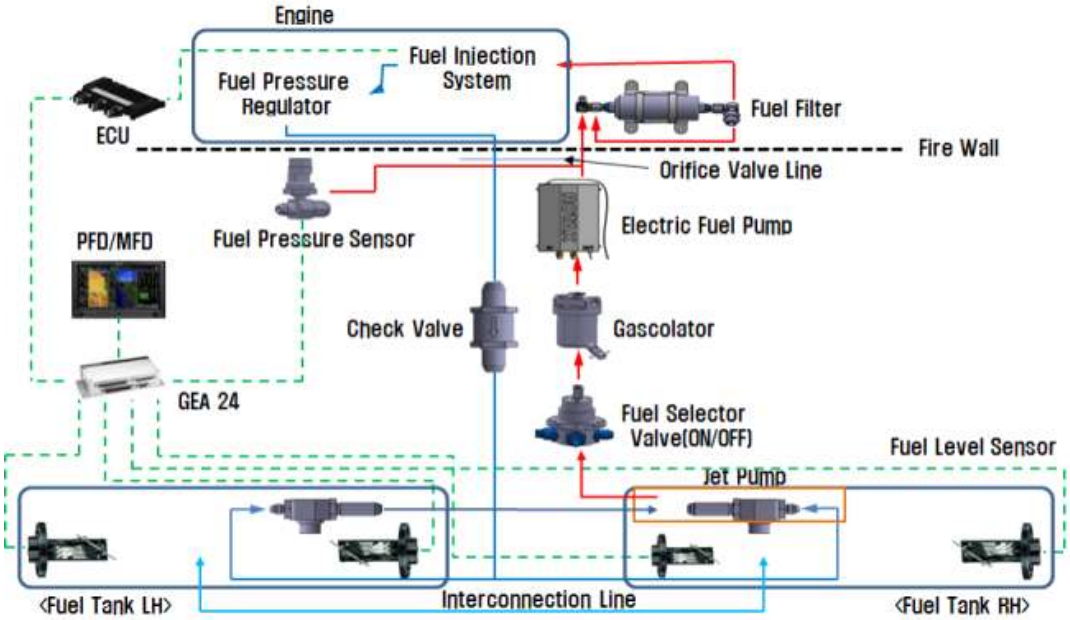
- 선정된 프로펠러는 독일 MT-Propeller社의 MTV-34-1-A/170-200, 3 Blades 모델이다. 허브는 알루미늄, 블레이드는 Wood로 된 Body에 Composite으로 마감처리 되었다. 다음은 프로펠러의 주요 제원이다.



- Model
  : MTV-34-1-A/170-200(MT Propeller 社, Germany)
  3 Blade, Ground Adjustable Propeller,
  Composite with Fiber Reinforced Epoxy Cover
- Speed : max. 2,560 rpm
- Power : max. 86 kW (115 HP)
- Gear Ratio 2.43 : 1
- Pitch Angle : +3° ~ +55°
- Weight : approx. 9.0 kg
- TC No. : EASA.P.049 (2013.03)

- 프로펠러는 엔진의 구동축(Crankshaft)과 감속기어가 내장된 기어박스를 통하여 연결되며, 항력 감소를 위해 유선형의 Spinner를 부착한다.
- KLA-100 항공기는 LSA급 항공기로 Ground Adjustable Propeller를 적용하였다.

마. 연료계통



Fuel System Schematic

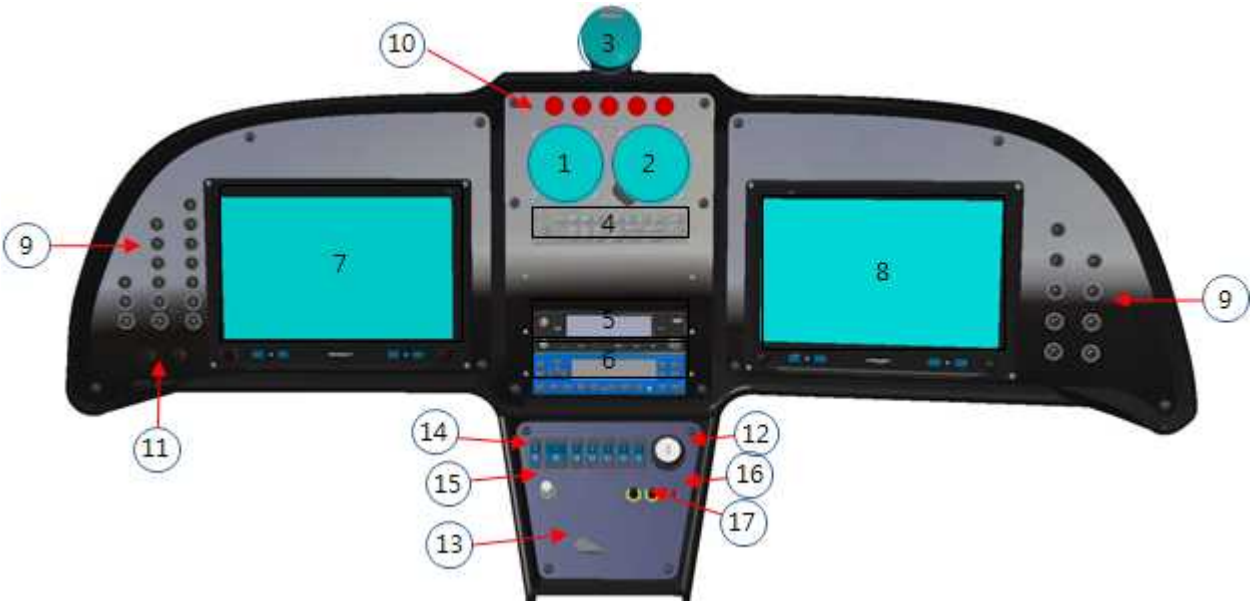
1) 개요

- 연료계통은 기본적으로 추진기관의 시스템과 연계하여 설계되었다. KLA-100은 Main Wing 좌/우의 Leading Edge 내부를 연료탱크로 사용하며, 이 탱크 내부에 하나의 Collector Tank를 갖추도록 하였다. 연료는 이 Collector Tank로부터 Gascolator, Selector Valve, Fuel Pump, Fuel Filter를 거쳐 엔진으로 공급된다. 연료탱크의 용량은 좌/우 각각 65리터이고, 그 중 우측에 있는 Collector Tank의 용량은 약 6리터이다.

2) 설계 현황

- KLA-100 항공기의 연료계통을 구성하는 연료탱크, 공급 및 제어장치에 대하여 경량항공기 기술기준에 적합하도록 설계되었다.
- 연료계통은 날개의 Leading Edge를 Main으로 사용하는 Integral Tank Type의 Fuel Tank와 내부에 위치한 Collector Tank, 그리고 동체 내부의 기능부품들로 구성되어 있다. 탱크 내부의 모든 구조물은 복합재료로 설계되었으며, 탱크 내부의 Sloshing Rib 상부와 하부에는 적당한 크기의 통로를 형성하여 탱크 내부에 전반적으로 원활한 유로를 가질 수 있도록 하였다. 또한, 탱크의 가장 낮은 부분에 Drain Valve를 설치하여 연료의 샘플 채취 및 연료 내에 함유된 수분을 제거할 수 있도록 하였다. Collector Tank는 제작 후 연료탱크에 삽입하는 것이 아니라 Wing 제작 시 내부에 장착하도록 구성한다.

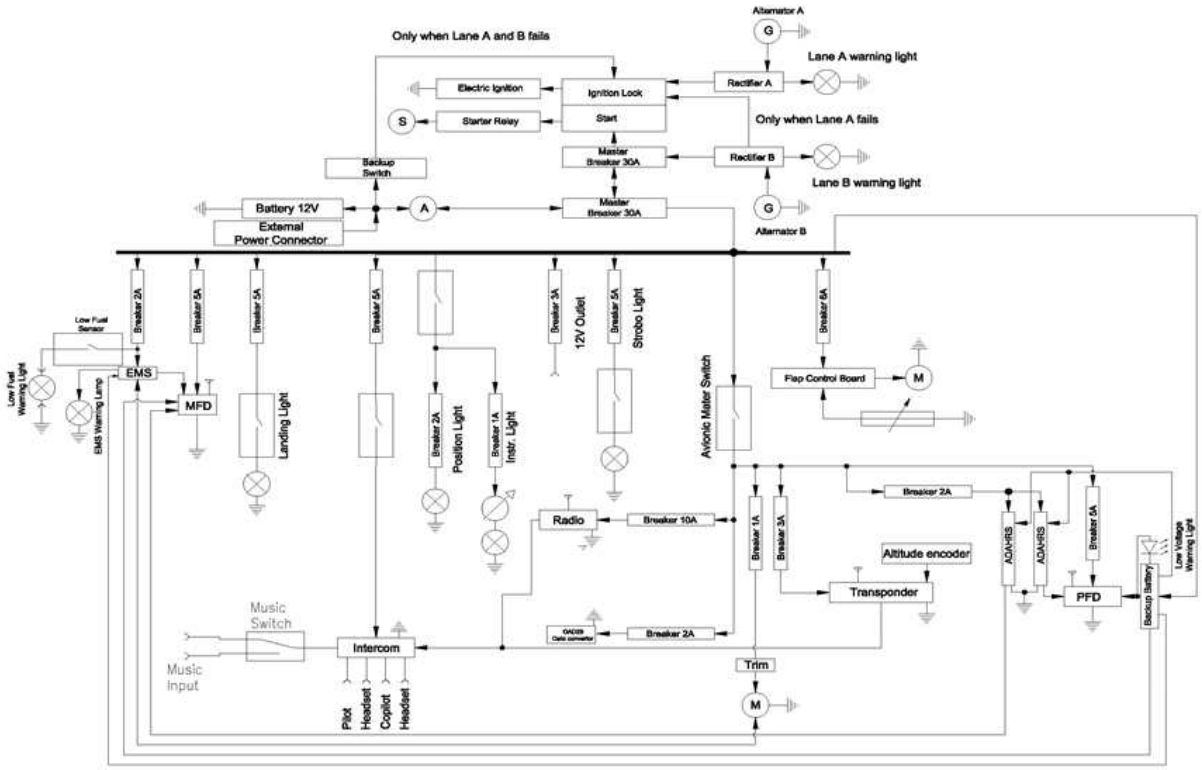
바. 항전/전기계통(Avionics/Electric System)



<조종실 계기 배열>

번호	명칭	번호	명칭	번호	명칭
1	속도계 (LUN1116)	7	디지털 시현기 [PFD](GDU460)	13	Flap Selector Switch
2	고도계(LUN1128)	8	디지털 시현기 (option) [MFD](GDU460)	14	Switch Assy
3	방향 지시기 (C-2300-L4-B)	9	Circuit Breaker Area	15	전력 비상 Switch
4	오디오 패널 (GMA340)	10	경고등	16	Instrument Brightness Light Switch
5	VHF무선송수신기 (GTR225A)	11	Aux Headset Connecter	17	GEN, BAT Circuit Breaker
6	트랜스 폰더 (GTX327)	12	점화스위치		

- Lower Panel에 Light, Intercom, Avionic Master, Backup Power, Instrument Light Control Switch를 위치시켜 조종사, 부조종사 모두 Control 할 수 있게 하였다.
- Analog와 통신 항법 장비를 중간 Panel에 위치시켜 조종사와 부조종사가 양쪽에서 Control 할 수 있도록 설계하였다.
- 통신 장비 운항 기술기준에 의거하여 COM 장비를 1개를 설치하여, 국내법을 만족시켰다.

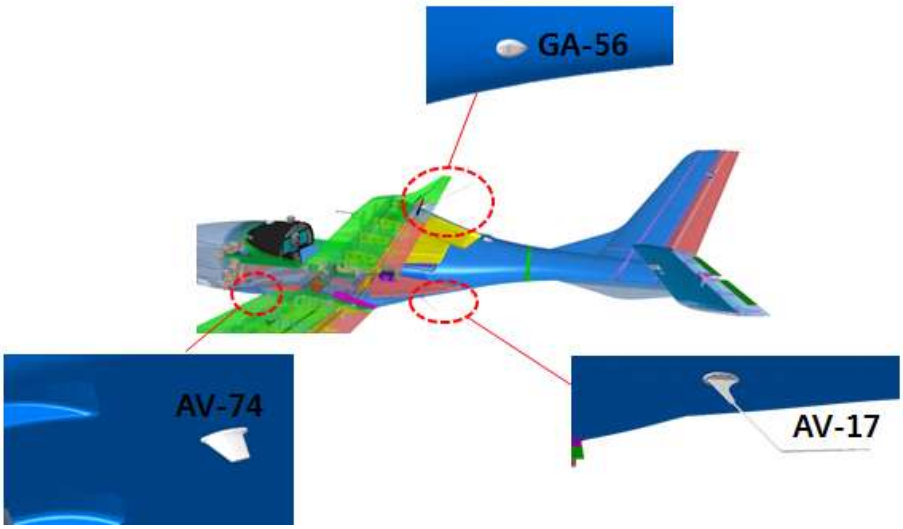


<Power System Diagram>

1) G3X System 구성

- KLA-100에는 GDU460 Touch Screen Display가 한 개가 설치되며 PFD, MFD로써 사용된다.
- G3X System은 디스플레이에 운항에 필요한 대부분의 정보를 시현을 하며 일부 기능들은 Touch로 Control이 가능하다. 연결되는 장비로는,
  - GTR225(COM): PFD에 연결이 되어 COM 정보를 디스플레이에 시현 및 조작 가능
  - GSU25(ADAHRS): Pitot Tube로부터 전송되는 아날로그 Air Data를 디지털신호로 바꾸어 디스플레이에 시현
  - GMA340(Intercom): Audio 정보를 디스플레이에 시현
  - GEA24(EMS): 엔진 데이터 디스플레이 시현
  - GA-56(GPS) Antenna: Option 장비로 사용되며, GPS 정보를 디스플레이 시현
  - Backup battery IBBS-12V6Ah): 비상 상황 시 보조 배터리로 사용됨
- AFCS(Automatic Flight Control Systems), Engine, Air Data, Communication 등 항공기 대부분의 정보를 디스플레이에 시현한다.

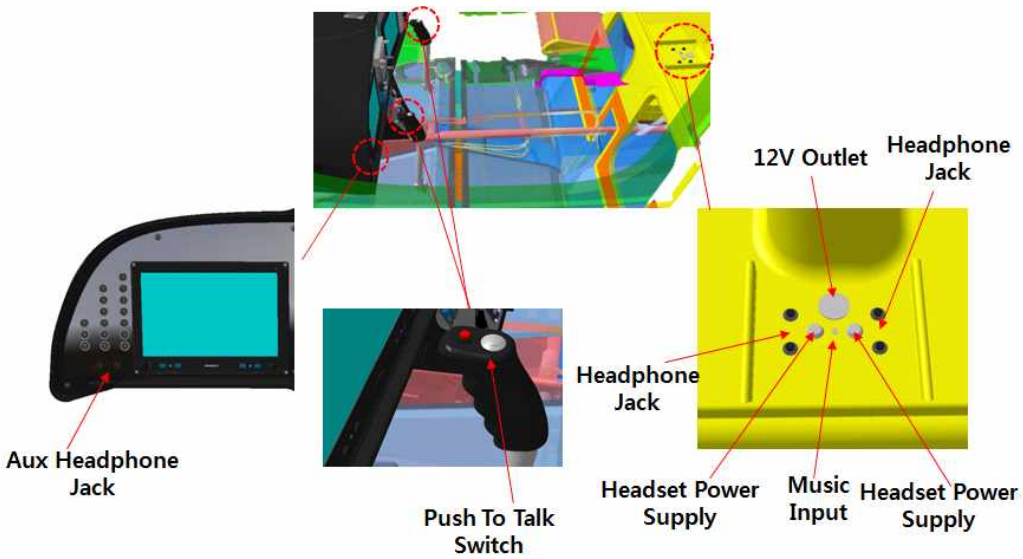
2) Communication System



<Antenna Location>

가) Antenna

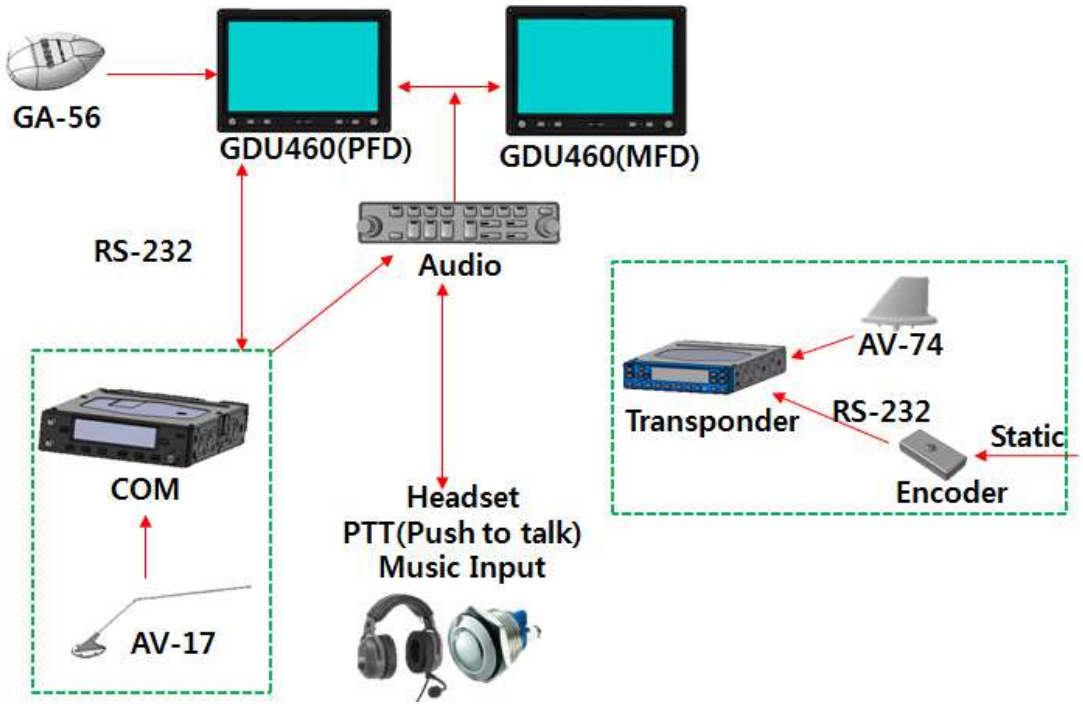
- KLA-100은 통신 및 항법을 위하여 기본 3개로써 전파 방해를 줄이기 위하여 안테나 간의 간격을 최소 300mm 이상을 이격 시켜 배치하였다.
  - AV-17 Antenna는 동체 하부에 설치되며 BNC Connector는 Tunnel 내부에 위치하도록 하였다. 118~137MHz의 주파수를 하용하며 COM 정보를 송수신하여 GTR225A에 전송한다.
  - AV-74 Antenna는 동체 하부에 설치되며,960~1220MHz의 주파수를 사용하여 위치정보를 송수신하여 GTX327에 연결된다.
  - GPS Antenna로 GA-56가 있으며, GDU460 디스플레이에 직접 연결하여 정보를 송신된 정보를 전달한다.
  - 각 안테나의 고정 부위 및 연결 부위는 외부의 습기가 동체 내부로 유입 되는 것을 방지하기 위하여 Rubber pad를 안테나와 동체 skin 사이에 위치하도록 하였다.



<Communication equipment Location>

나) Communication Equipment

- KLA-100은 1대의 COM을 설치를 하였다. COM 장비는 Middle Panel에 설치가 되며, Headset Jack을 Input하는 곳은 양쪽 좌석 가운데에 설치하여 항공기 조종간에 Wire의 간섭을 줄이도록 설계하였으며, Left Panel 좌측에 Aux를 설치하여 Main이 고장이 났을 때 사용을 할 수 있도록 하였다. 또한 Headset Jack Input Area에 6Pin Male Connector를 설치하여 다양한 Headset을 사용할 수 있도록 하였다.
- PTT(Push to Talk)은 양쪽 Control Stick에 설치하여 외부 통신을 사용할 때 보다 편하게 사용 할 수 있도록 설계하였다.

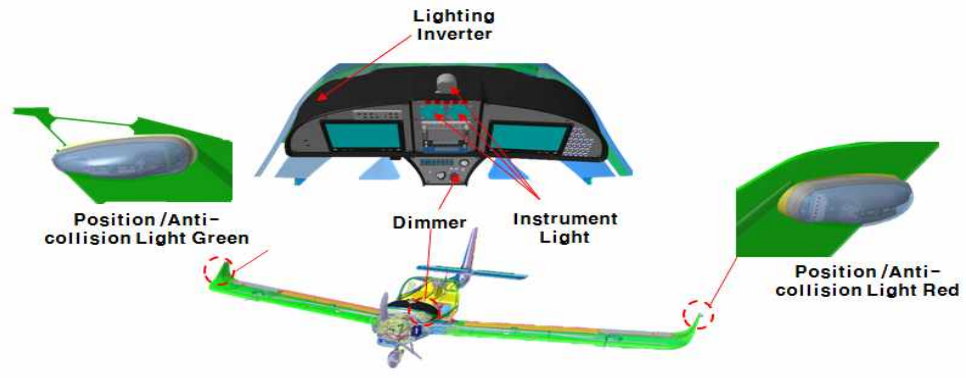


<Communication System Schematic>

- 위의 그림에서 보는바와 같이 AV-17 Antenna를 통하여 받은 COM 정보는 Audio와 디스플레이에 전달되며 디스플레이로 주파수를 변경할 수 있다.

3) Light System

- KLA-100 항공기는 Landing Light, Position & Anti-Collision Light, Cockpit Light, Instrument Light가 설치된다.



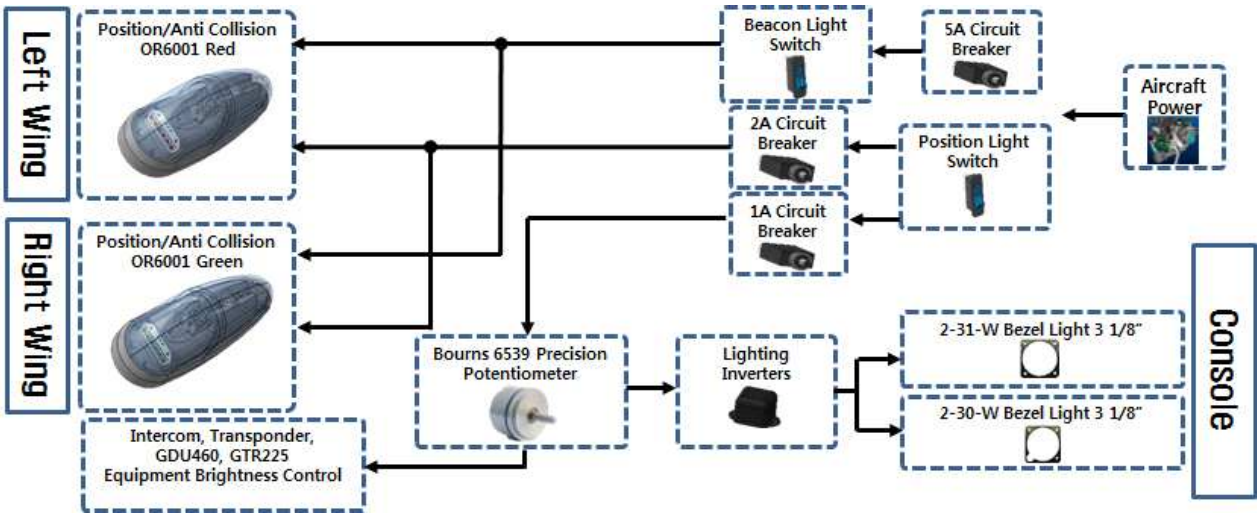
<Light System Location>

가) Position & Anti-Collision Light

- 위치표시, 충돌방지에 대한 TSO를 받은 제품을 선정하였으며 설치작업을 줄이기 위하여 통합되어져 있는 제품을 선xorr하였다. KAS Part-23의 23.1387에서 요구하는 조건을 맞추기 위하여 날개에 복합재 틀을 만들어 기축에 따라 전방을 향하여 볼 때 기축에 평행한 수직면과 왼쪽 오른쪽 각이 110°,기축을 따라 후방으로 볼 때 기축을 포함한 수직면에 대하여 좌우로 70°을 이루게 하였다.

나) Instrument Light

- Analog 장비의 Bezel과 Low Panel의 Light Strip을 설치하며, AC 전원을 필요로 하여 Invertor를 삽입하여 DC 전원을 AC로 변환하도록 하였다. 가변저항을 설치하여 상황에 따라서 밝기를 조절할 수 있도록 설계하였고, 이 가변 저항은 디스플레이가 설치된 장비들에 연결이 되어서 통합적으로 밝기를 조절할 수 있도록 하였다.

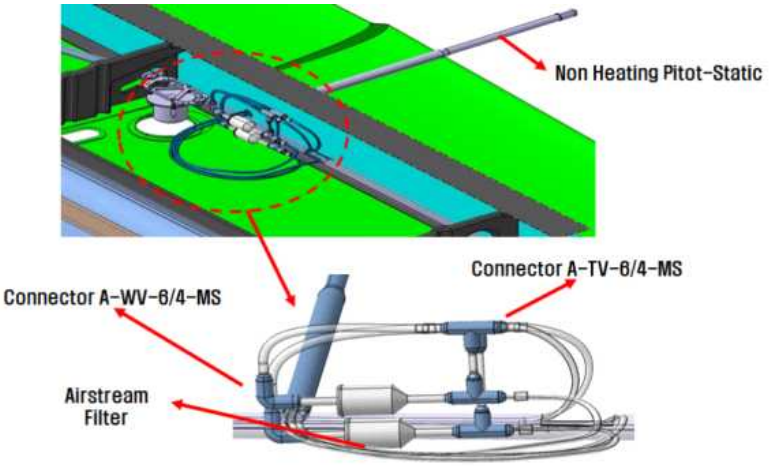


<Light System Schematic>

4) Air Pressure System

- 운항 중 가장 중요한 항법 정보를 받는 System으로 KLA-100은 오른쪽 날개에 Pitot Static Tube를 설치하여 Air Data Line을 구성하였다.

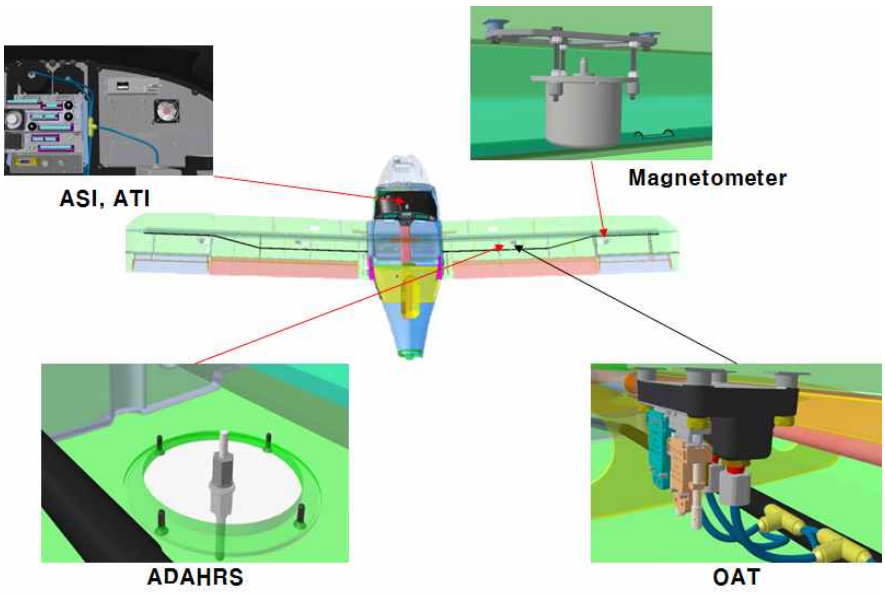
가) Pitot Tube



<Pitot Tube Location>

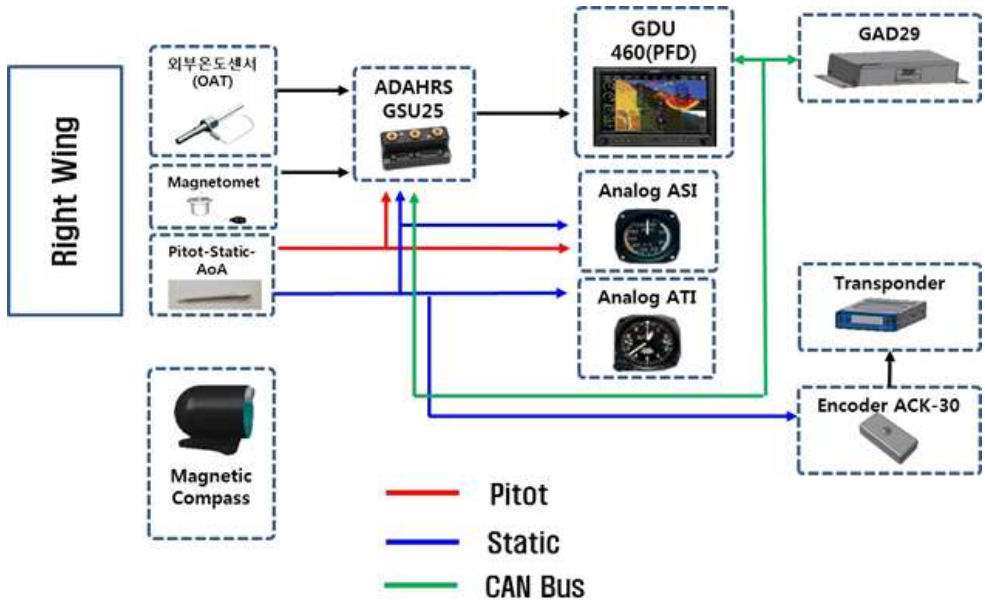
- 정압, 동압, 받음각을 모두 측정할 수 있는 Tube로써 오른쪽 날개에 설치되며 Airstream Filter를 설치하여 공기 중 수중기로 인한 계측 오차를 줄일 수 있도록 설계 하였다. 오른쪽 Pitot Tube는 오른쪽 날개의 GSU25와 계기 Panel의 Analog 항법장비에 연결하였다.

나) Air Data Equipment



<Air Data Equipment Location>

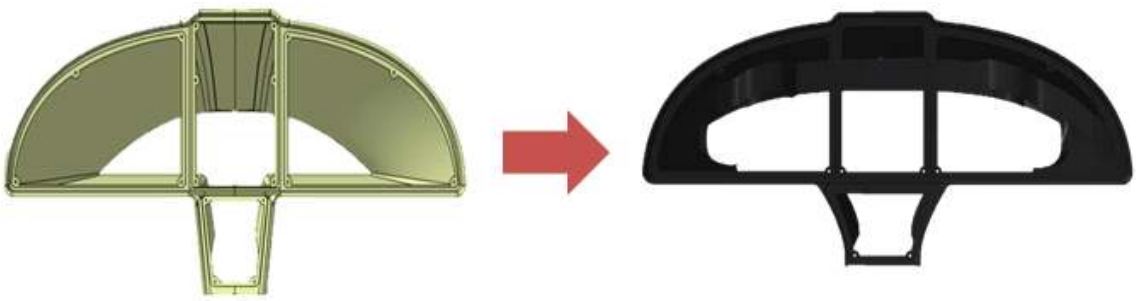
- G3X System에 항법 정보를 전달해 주는 장비들로써 GMU22(Magnetometer), GTP59(OAT), Pitot Tube가 GSU25(ADAHRS)에 정보를 모아 디스플레이에 전달하여 시현한다. 고도 정보는 Encoder가 정압을 받아 Transponder에 전달하여 고도 정보를 관제탑에 송신하고, 관제탑으로부터 받은 위치고도 정보를 합하여서 진고도를 Transponder 및 디스플레이에 시현한다.
- 오른쪽 Line에서 오는 정보는 PFD 디스플레이에 시현된다.



<Air Data Schematic>

5) Console

- KLA-100 Console은 절연 소재의 복합재로 제작되며, 23-1311 15.4의 FOV 관련된 내용을 근거로 하여서 시야를 측정하여 조종사의 시야에서 장비들이 배치 되도록 Console을 설계하였다. Seat에 앉았을 때 조종사의 상용 Human Factor로 고려하고, Console 내부에 항전 장비가 설치될 공간을 충분히 확보하기 위하여 방화벽에서 Panel까지 거리를 약 5800mm가 되도록 설계하였다.
- 기존의 Console은 Low Panel의 공간이 협소하여 항전장비의 설치가 제한되었다. 그래서 양쪽으로 20mm 확장을 하면서 기존의 직성이었던 옆 라인에 R400mm의 곡면을 주어서 설치공간을 늘려서 Rudder Pedal 조종에 영향이 끼치지 않도록 설계하였다. 또한 Right Panel을 조종사 쪽으로 5°기울여 손이 닿을 수 있게 설계하였다.



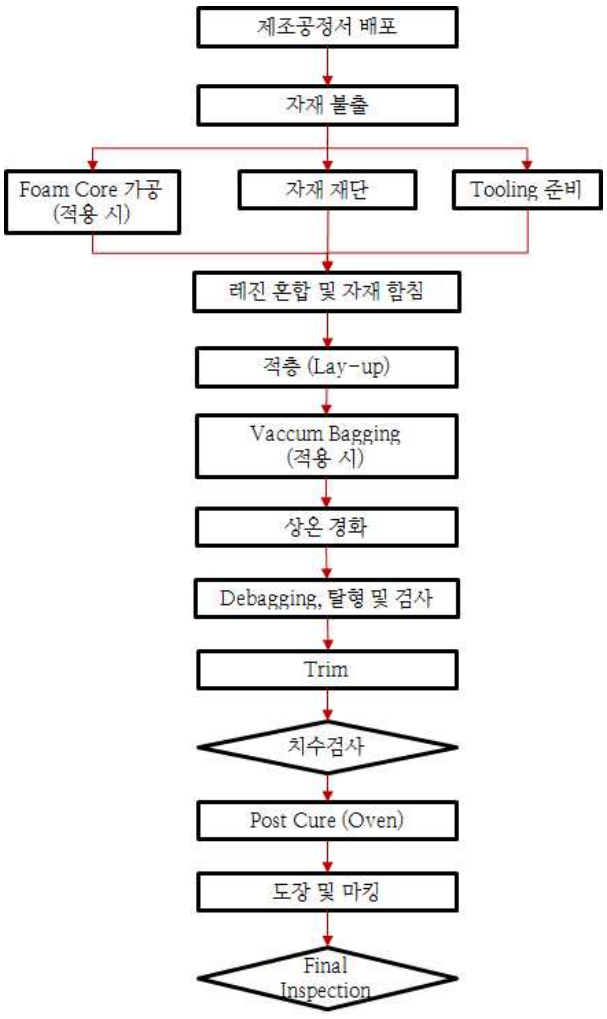
5. 제작

가. 복합재 부품

1) 개요

KLA-100 사업은 구조 강도 입증을 위한 구조 시험체 1대와 비행시험을 위한 비행시제기 2대의 복합재 부품 제작이 요구되며, 이를 통해 인증요건에 부합하는 항공기 복합재 제품 제작기술 확보 및 품질 시스템 구축을 목표로 한다. 따라서 구조 입증시험을 위한 구조시험체 및 시험비행시제를 제작하였다. 복합재 부품은 감항당국의 승인된 도면을 기준으로 제작하였으며, 설계도면의 요구도를 만족할 수 있는 공정 및 품질보증 방안을 수립하여 이를 기반으로 제작을 진행하였다.

아래 그림은 KLA-100 복합재 부품의 일반적인 제작공정 Flow를 나타내었다.



<복합재 구조물 제작 Flow>

2) 공정설계

KLA-100 항공기는 Resin을 Dry Fabric에 직접 함침시키는 Wet Lay up 공법을 적용하여 경제적인 부품 제작이 가능하도록 설계하였다. Wet Lay up 공법의 경우 제작 공정의 대부분이 작업자의 수작업에 의해 이루어지기 때문에 작업자의 숙련도에 따라 제품의 품질 수준이 좌우될 수 있으며 따라서 일관된 품질 수준을 유지하기 위해서는 재료 품질, 제작

절차의 표준화 및 이에 대한 철저한 공정관리가 필요하다. 이에 KLA-100 항공기에 사용되는 모든 복합재료에 대한 재료규격서 및 복합재 제작과 관련한 공정규격서를 작성하여 감항당국의 잠정승인을 획득하였다. KLA-100 항공기 복합재료의 재료규격서 목록은 아래와 같다.

구분	규격 번호	문 서 명
Dry Fabric	VA MS 5131 0001	Glass Fabric Plain 80 g/m2
	VA MS 5131 0002	Glass Fabric Twill 2/2 163 g/m2
	VA MS 5131 0003	Glass Fabric Twill 2/2 280 g/m2
	VA MS 5131 0004	Glass Fabric Twill 2/2 390 g/m2
	VA MS 5131 0005	Carbon Fabric Twill 2/2 160 g/m2
	VA MS 5131 0006	Carbon Fabric Twill 2/2 245 g/m2
	VA MS 5131 0007	Carbon Fabric Biaxial ±45 100 g/m2
	VA MS 5131 0008	Carbon Fabric Biaxial ±45 160 g/m2
	VA MS 5131 0009	Carbon UD Band 295 g/m2
	VA MS 5131 0010	Carbon UD Band 350 g/m2
	VA MS 5131 0011	Aramid Fabric Plain 61 g/m2
	VA MS 5131 0012	Aramid Fabric Plain 220 g/m2
	VA MS 5131 0013	Aramid Fabric Twill 2/2 110 g/m2
	VA MS 5131 0014	Carbon Fiber Roving
Resin	VA MS 5133 0001	LR285 Resin System
	VA MS 5133 0002	LR940 Resin System
Foam Core	VA MS 5132 0001	Rigid Foam, Closed Cell, Polymethacrylimide (PMI)
	VA MS 5132 0002	Rigid Foam, Closed Cell, Cross-linked Polyvinylchloride (PVC)

KLA-100 항공기의 복합재 제작 공정규격서는 아래와 같다.

규격 번호	문 서 명
VA MP 5121 0001	Production of Composite shell Structure

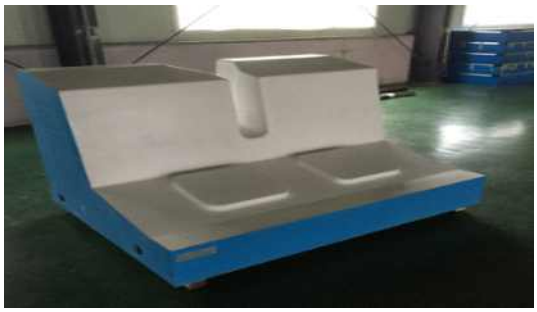
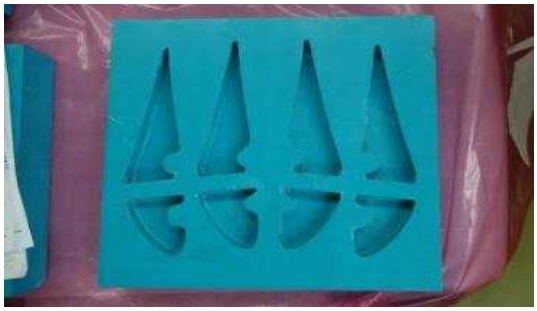
위와 같은 공정문서 및 승인된 도면을 바탕으로 제작 현장에서 동일한 제품을 동일한 절차대로 제작할 수 있도록 각 부품 별로 해당 도면, 소요자재, 소요 치공구, 세부 제작 절차 및 검사 요구도 등을 상세히 기술한 제조공정서를 작성하여 현장 작업자에게 배포하여 제작에 활용하였다.

3) 치구 설계 및 제작

통상 부품 제작 시 오토클레이브 성형을 적용하는 경우 고온/고압에 견딜 수 있는 견고한 구조를 갖는 금속제 몰드를 사용하지만, KLA-100 항공기의 경우 제작의 경제성, 간편성, 친환경성 등을 고려하여 상온에서 성형 후 오븐을 이용한 후경화(Post Curing)를 적용하므로 주로 상온경화 부품 제작에 활용되는 복합재 몰드 및 수지 몰드로 제작하였다. 또한 Aerodynamic 형상을 갖는 부품의 재단, 절단에 활용할 수 있도록 Template류를 제작하여

활용하였으며, 제작된 몰드 및 Template에 대한 3차원 검사를 수행하여 치공구의 합치성 및 정확성을 확인한 후 부품제작에 투입하였다.

순번	구분	수량
Lay-up Mold	Fuselage	39종
	Wing	15종
	Aileron	9종
	Flap	10종
	Rudder	5종
	Stabilizer	10종
	Elevator	9종
Bonding Fixture	Wing Spar Bonding Fixture Wing Skin Closing Fixture	2종
Template	EOP Marking Template Hole Location Template Foam Core Cutting Template	26종
용접 지그	EMS Welding Fixture	1종

	
<Wing Spar Mold>	<동체 내부 구조 Mold>
	
<Aileron Skin Mold>	<Flap Rib Mold>
	
<Rudder Skin Mold>	<Stabilizer Rib Mold>
	
<Elevator Skin Mold>	<Marking Template>

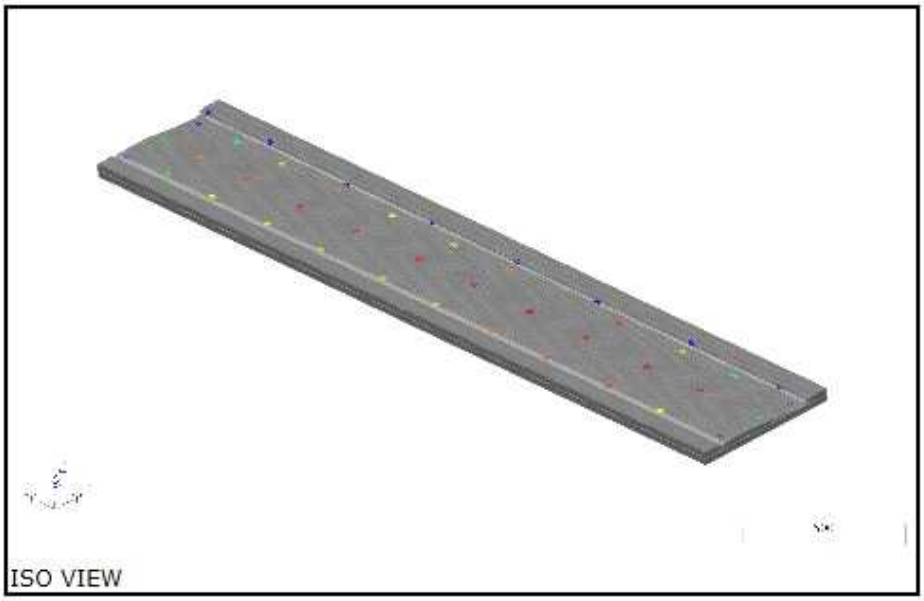
<치구 제작 현황>

Delcam Advanced Manufacturing Solutions

PowerINSPECT

Delcam plc, AMS Division
Talbot Way, Small Heath Business Park
Birmingham B 0 0TJ, UK

Customer	(주) 베셀	Inspector	정인테크 (주)
Description		Customer contact	
Part No.	LM57510110	Customer phone No.	
Drawing number		Customer fax No.	
Datum		Report Type	



ISO VIEW

프리폼 측정물 1

Use Transformed Data	No							
Transformation (Rx,Ry,Rz)			-0.374°			-5.086°		-89.749°
(Tx,Ty,Tz)			-894.336			-5449.762		1169.152
Dynamic points	X	Y	Z	I	J	K	Found	Distance
DS 1	-1509.679	-3414.968	-210.831	0.088	0.087	0.992	✔	0.595
DS 2	-1801.902	-3432.911	-181.902	0.003	0.087	0.996	✔	0.408
DS 3	-1499.425	-2499.848	-291.679	0.053	0.087	0.995	✔	0.299
DS 4	-1801.902	-2507.538	-262.861	0.003	0.087	0.996	✔	0.336
DS 5	-1801.902	-1756.471	-328.570	0.003	0.087	0.996	✔	0.073

<KLA-100 복합재 몰드 검사성적서>

4) 복합재 구조물 제작

KLA-100 항공기 복합소재 부품은 경남 사천에 위치한 (주)한국복합소재(KCI)에서 제작하였다. (주)한국복합소재는 복합재 부품 제작 전문업체로서 미국 Boeing사의 품질 및 공정 인증체계인 NADCAP 인증 보유업체이며 평가 결과 KLA-100 항공기 부품 제작에 요구되는 설비, 인력 및 품질 시스템을 보유한 것으로 판단되어 외주협력업체로 활용키로 결정하였다. 외주제작 계약 체결 후 2015년 9월부터 KLA-100 항공기의 입증시험을 위한 시험체(Test Article) 제작에 착수하여 진행하였으며 비행시제 1호기 및 2호기 또한 동 업체에서 제작하여 완료하였다.



<Flap Skin Foma Core 적층>

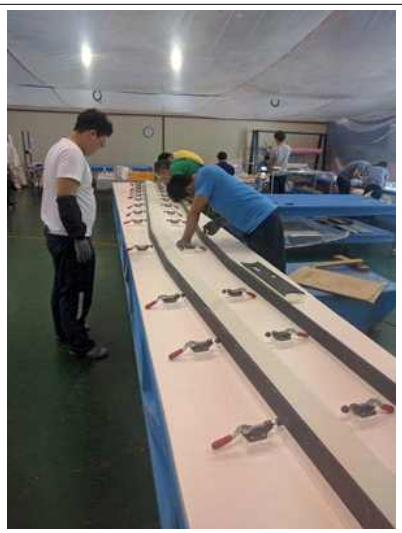


<Carbon Fabric 적층>



<Vacuum Bagging 및 경화>

	
<복합재 원자재 입고>	<Aileron>
	
<Flap>	<Rudder >

<table>
<tr><td>  </td><td>  </td></tr>
<tr><td><동체></td><td><주익 스킨 제작></td></tr>
<tr><td>  </td><td>  </td></tr>
<tr><td><주익 스파 제작></td><td><동체 도장 작업></td></tr>
</table>

주익 및 조종면의 경우 상하 스킨 내부에 Spar, Ribs 등의 내부구조물이 본딩되는 구조이며 따라서 각 내부구조물이 정확한 위치에 본딩 될 수 있도록 본딩용 Jig 및 Fixture를 제작하여 활용하였다.



<주익 Root Rib 본딩 Fixture>



<조종면 본딩 Jig>

나. 금속재 부품

금속재 부품은 전문가공업체를 통해 외주용역으로 제작하였다. 금속재료의 경우 별도의 재료규격서 없이 DIN, EN, ASTM 등 해외규격에 따른 소재를 구매하였으며 금속재 가공과 관련한 공정규격 또한 KLA-100 자체 공정규격서 없이 인정 가능한 해외규격 및 일반산업규격을 적용하였다. 금속재 부품 설계 및 제작에 적용한 관련 규격은 아래와 같다.

공정	규격번호	규격명
용접	ISO 5817	Welding – Fusion-welded joints in steel, nickel, titanium and their alloys (beam welding excluded) – Quality levels for imperfections
아연도금	KS D 8304	전기 아연 도금
알루미늄 표면처리	KS W 1140	알루미늄 및 알루미늄합금의 화성치환피막

또한 각 부품별 치수검사성적서를 작성하여 제품과 도면과의 합치 여부를 확인하였다.

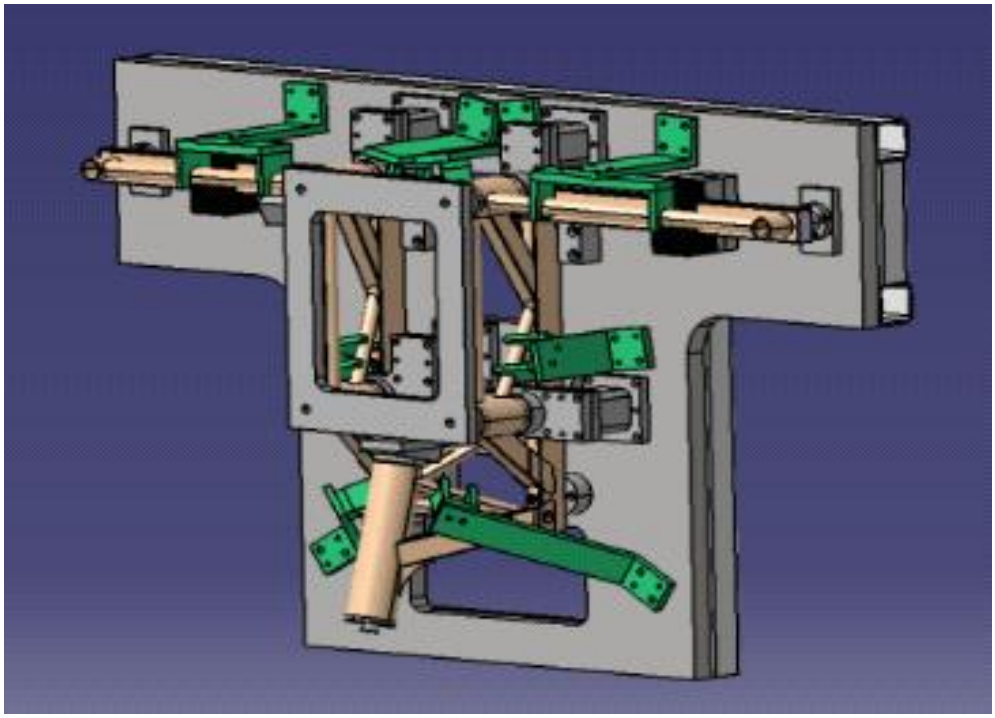


<금속 원자재 입고>



<기계가공품 제작>

Engine Mount Structure의 경우 전체 용접구조물이며 용접에 따른 변형 등을 방기하기 위해 용접용 Jig를 제작하여 활용하였다.



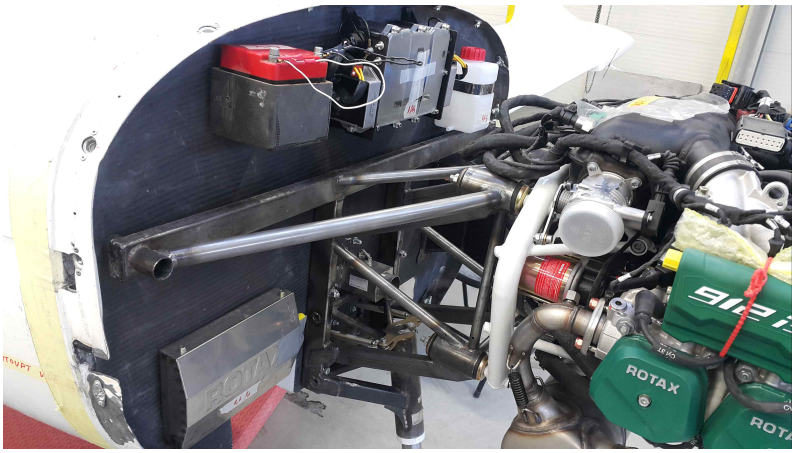
<Engine Mount Structure 용접 지그>



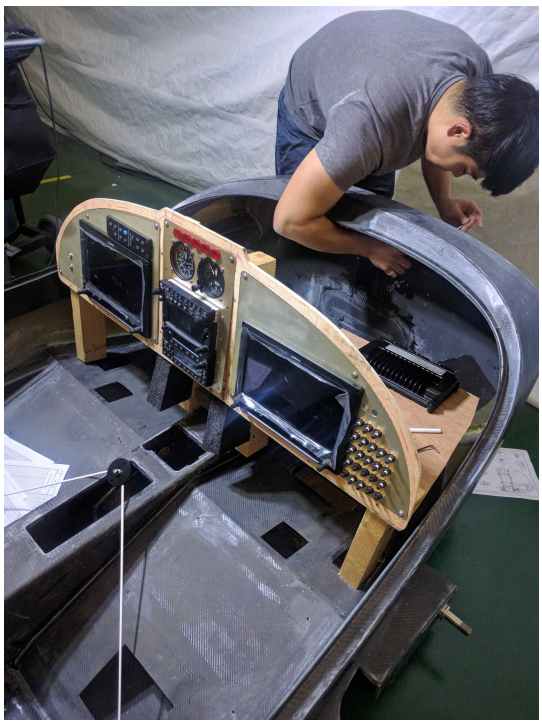
<Engine Mount Structure>

다. 조립

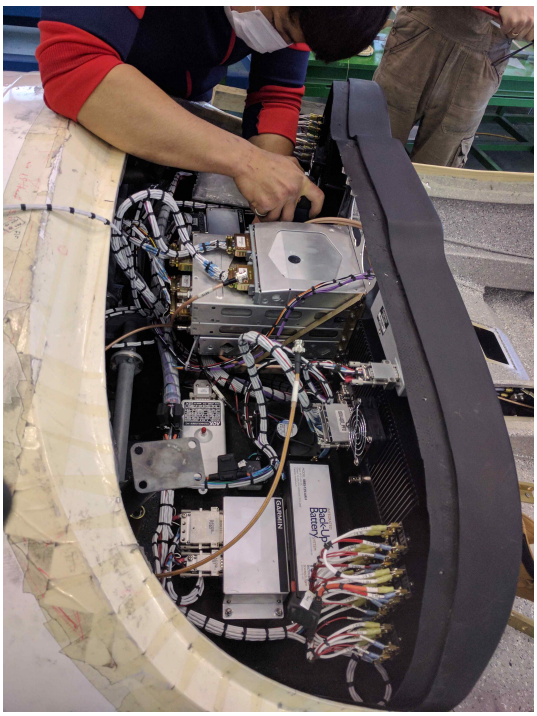
KLA-100 항공기 조립 작업은 계통 조립과 항공기 총 조립으로 구분된다. 계통 조립의 경우 각 구성품을 일차 가조립한 후 이를 다시 동체 내부 또는 주익 내부에 고정, 장착하는 방식으로 수행하였다. 이러한 작업은 각 조립도면별 제조공정서를 작성, 배포하여 작업 순서에 따라 수행하였다. 항공기 총 조립은 동체-주익 체결, 각 조종면 체결 및 최종 계통 조립을 포함하여 항공기 최종 형상으로 조립하는 과정을 뜻하며 이 또한 도면에 따라 제조공정서를 작성하여 이를 바탕으로 수행하였다.



<EMS 및 Engine 조립>



<항전부품 가조립>



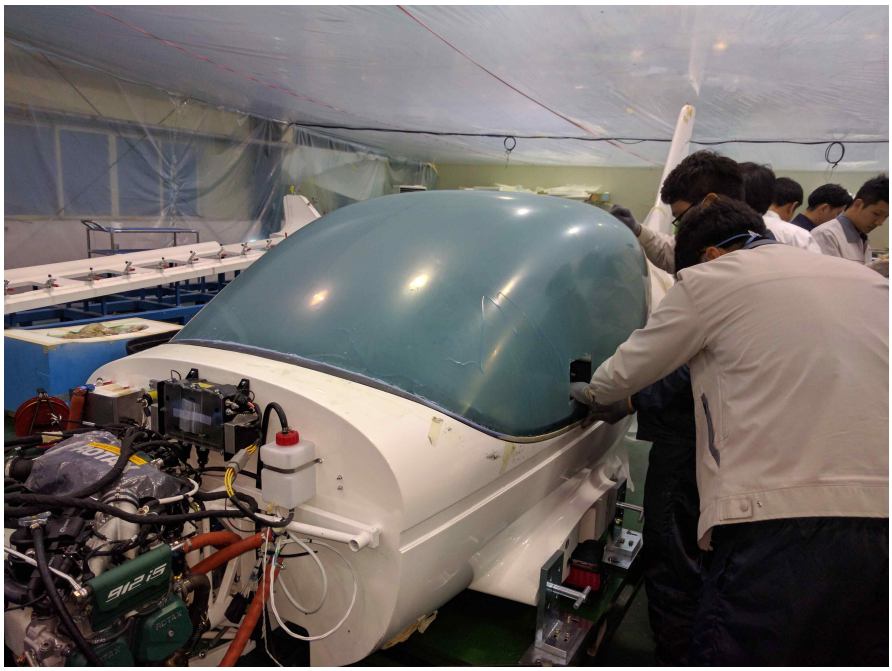
<Instrument Console 장착 및 Wiring>



<주익-동체 가조립>



<Main Landing Gear 조립>



<Canopy 조립>

6. 구조시험

가. 구성품 정하중 시험

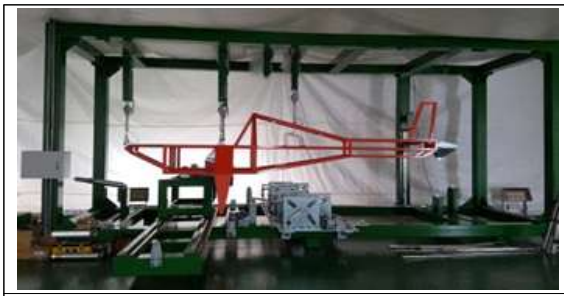
1) 시험 목적

각 주구조물의 제한하중/극한하중 지지여부를 확인하여 요구조건에 대한 구조적 적합성 확인하고 극한 하중 하에서 손상 유무를 확인하여 과도한 응력집중이 발생하지 않음을 확인

2) 시험하중, 시험장치 및 시험 모사

- 하중보고서에 따른 임계하중조건 중 Most Critical Case 선정하여 시험하중으로 선정하고 전용 시험장치 이용 (실제 항공기 장착구조 동일하게 모사)
- 전기식 Actuator 또는 정량화된 모래 주머니를 이용하여 지정된 Load Point에 하중 부가하고 구조물 장착 시 도면에 규정된 실제 체결구 적용하여 장착부위에 대한 시험 영향성 확인

3) 시험장치

	
<동체 정하중 시험장비>	<주익 정하중 시험장비>
	
<수평미익 정하중 시험장비>	<조종면 정하중 시험장비>

4) 시험 기준

- 합치 기준

- 해로운 영구변형 없이 제한하중지지 및 최소한3초 이상 파괴 없이 극한하중지지
- [경량항공기 기술 기준 2.1.4.1.다]
- 시험 환경 조건
  - 상온 조건 : 18~25℃ , 습도 조건 : 20~80%
- Special Factor 적용
  - 일반 안전계수 : 1.5 [경량항공기 기술기준 2.1.4.1.나]

- 환경영향 및 제작변동성에 따른 특별계수 : 1.25 [환경영향 10%, 제작변동성 15%]
- 제한하중계수 : 1.0 (동체, 주익은 1.2 적용)
- 극한하중계수 : 1.0×1.5×1.25 = 1.875

5) 시험 대상

구 분	시험 항목
동체 구조물	• 동체 정하중 시험 • EMS 정하중 시험
주익 구조물	• 주익 정하중 시험
수평미익 구조물	• 수평미익 정하중 시험
조종면	• 플랩 정하중 시험 • 에일러론 정하중 시험 • 러더 정하중 시험 • 엘리베이터 정하중 시험

6) 동체 정하중 시험

Test Case : 총 9개 Case 시험실시

시험조건	하중 조건	시험결과	
		제한하중	극한하중
case 1	기동상태에서의 수평미익 균형하중조건	PASS	PASS
case 2	정상상태 비행에서 양[+]의 돌풍에 의한 수평미익 하중조건	PASS	PASS
case 3	정상상태 비행에서 음[-]의 돌풍에 의한 수평미익 하중조건	PASS	PASS
case 4	양[+]의 최대하중배수조건	PASS	PASS
case 5	음[-]의 최대하중배수조건	PASS	PASS
case 6	엘리베이터의 갑작스런 처짐에 의한 기동하중조건	PASS	PASS
case 7	기동 및 돌풍에 의한 수직미익 하중조건	PASS	PASS
case 8	수평미익 균형하중과 수직미익 기동하중 결합 조건	PASS	PASS
case 9	수평미익 기동하중의 75%와 수직미익 기동하중의 75% 하중이 동시에 작용하는 조건	PASS	PASS

가) 시험구성
- 제한하중계수 1.2, 극한하중계수 1.875 적용
- 시험 시 수평미익 등 일부 하중 적용에 모래주머니 사용
- AEPS 위치 변경에 따라 AEPS 하중 Engine 하중에 추가하여 적용
- 각 케이스 별 Test Log 자동생성 및 저장 [모래주머니 하중 제외]

나) 시험 결과
- 제한하중 적용 후 영구변형 없음
- 극한하중 적용 후 손상 및 파손 없음

다) Test Log
- Case 3 시험 하중

Step	Safety factor	Engine kgf	Legt pllot, kgf	Right ollot, kgf	Baagage,kgf		Stab load, kgf
1	1.2	252.6	114.8	114.8	46.8	46.8	-293.1
2	1.875	370.5	172.2	172.2	73.1	731	-508.8

-Case 3 극한하중시험 Test Log [일부]



TIME	부품명	시험조건	작업순차	1.Eng(Kg)	2.L.pl(Kg)	3.R.pl(Kg)	10.Bag(Kg	16.Disp(m
14:48:52	FUSE	SU36	2	572	3	-11	-114	-30
14:48:51	FUSE	SU36	2	613	3	-12	-114	-38
14:48:50	FUSE	SU36	2	451	44	37	-57	-65
14:48:49	FUSE	SU36	2	303	123	120	427	-92
14:48:48	FUSE	SU36	2	376	176	175	427	-93
14:48:47	FUSE	SU36	2	374	176	175	425	-93
14:48:46	FUSE	SU36	2	376	176	175	424	-91
14:48:45	FUSE	SU36	2	376	176	176	421	-90
14:48:44	FUSE	SU36	2	363	177	176	415	-94
14:48:43	FUSE	SU36	2	338	174	175	409	-91
14:48:42	FUSE	SU36	2	310	176	177	401	-93
14:48:41	FUSE	SU36	2	282	175	175	394	-90
14:48:40	FUSE	SU36	2	250	174	177	386	-91
14:48:39	FUSE	SU36	2	218	177	173	378	-93
14:48:38	FUSE	SU36	2	182	176	176	369	-91

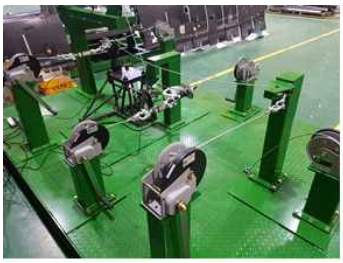
7) EMS 정하중 시험

-Test Case : 총 7개 Case 시험 실시

시험조건	하중 조건	시험결과	
		제한하중	극한하중
case 1	Flight Gust Case	PASS	PASS
case 2	Level Landing Condition	PASS	PASS
case 3	Nose Wheel AFT Load Condition	PASS	PASS
case 4	Nose Wheel FWD Load Condition	PASS	PASS
case 5	Nose Wheel Side Load Condition	PASS	PASS
case 6	Engine Torque Condition	PASS	PASS
case 7	EMS Side Load Condition	PASS	PASS

가) 시험 구성

- 제한핮우계수 1.0, 극한하중계수 1.5 적용
- 제한하중/극한하중 시험 모두 전용시험장치 활용 [Wlnch를 아용한 하중 부가]
- 제한하중시험 각 케이스 별 Test Log 자동생성 및 저장





<Test Set-up> <Load Cell>

나) 시험 결과

- 제한하중 적용 후 변형 없음
- 극한하중 적용 후 손상 및 파손 없음

다) Test Log

- Case 3 Nose Wheel Aft Load 시험 하중

Step	Safety factor	ENGZ	NLG X	NLG Z
1	1.00	-195 kgf	-260 kgf	321 kgf
2	1.50	-292 kgf	-390 kgf	482 kgf

- Case 3 Nose Wheel Aft Load 극한하중시험 Test Log [일부]

SCALE1 Check Sheet			SCALE2 Check Sheet			SCALE3 Check Sheet		
Range	0 ~ 0		Range	0 ~ 0		Range	0 ~ 0	
Lot No.	nose wheel aft load ultimate		Lot No.	nose wheel aft load ultimate		Lot No.	nose wheel aft load ultimate	
NO.	WORK DATE	WEIGHT	NO.	WORK DATE	WEIGHT	NO.	WORK DATE	WEIGHT
29	2017-04-20 13:58	400.5	29	2017-04-20 13:58	466.5	29	2017-04-20 13:58	329.9
30	2017-04-20 13:58	414.1	30	2017-04-20 13:58	496.3	30	2017-04-20 13:58	330.8
31	2017-04-20 13:58	426.7	31	2017-04-20 13:58	526.7	31	2017-04-20 13:58	331.2
32	2017-04-20 13:58	438.5	32	2017-04-20 13:58	553.1	32	2017-04-20 13:58	331.6
33	2017-04-20 13:58	449.3	33	2017-04-20 13:58	579.8	33	2017-04-20 13:58	332.5
34	2017-04-20 13:58	458.8	34	2017-04-20 13:58	607.3	34	2017-04-20 13:58	333.4
35	2017-04-20 13:58	466.9	35	2017-04-20 13:58	622.9	35	2017-04-20 13:58	334.3
36	2017-04-20 13:58	473.5	36	2017-04-20 13:58	617.4	36	2017-04-20 13:58	334.8
37	2017-04-20 13:58	479.2	37	2017-04-20 13:58	596.6	37	2017-04-20 13:58	334.8
38	2017-04-20 13:58	484.3	38	2017-04-20 13:58	573.7	38	2017-04-20 13:58	334.6
39	2017-04-20 13:58	489.2	39	2017-04-20 13:58	564	39	2017-04-20 13:58	334.3
40	2017-04-20 13:58	493.3	40	2017-04-20 13:58	558.7	40	2017-04-20 13:58	334.5
41	2017-04-20 13:58	494.8	41	2017-04-20 13:58	553	41	2017-04-20 13:58	334.7
42	2017-04-20 13:58	492.6	42	2017-04-20 13:58	546.5	42	2017-04-20 13:58	335
43	2017-04-20 13:58	488.1	43	2017-04-20 13:58	542.9	43	2017-04-20 13:58	335.5
44	2017-04-20 13:58	483	44	2017-04-20 13:58	544.6	44	2017-04-20 13:58	336.7
45	2017-04-20 13:58	478.3	45	2017-04-20 13:58	547.8	45	2017-04-20 13:58	337.9

8) 주익 정하중 시험

- Test Case : 총 3개 Case 시험 실시

시험조건	하중 조건	한쪽 날개 중량,kgf	시험결과	
			제한하중	극한하중
case 1	Bending Load	제한하중 : 1455.68 극한하중 : 2274.51	PASS	PASS
case 2	Torsion Load	제한하중 : 845.26/1083.79 극한하중 : 1320.71/1693.43	PASS	PASS
case 3	Forward Load [받음각 16.77 °]	제한하중 : 1467.89 극한하중 : 2201.83	PASS	PASS

가) 시험구성

- 제한하중계수 1.2, 극한하중계수 1.875 적용
- 제한하중 시험은 전용시험장치 활용, 극한하중 시험은 모래주머니로 하중 부가
- 제한하중시험 각 케이스 별 Test Log 자동생성 및 저장



<Wing Bending Lumit Load Test>



<Wing Bending Uitimate Load Test>

나) 시험 결과

- 제한하중 적용 후 영구변형 없음
- 극한하중 적용 후 손상 및 파손 없음

다) Test Log [제한하중시험]

- Torsion Load 시험하중

Safety factor	Summary load to the Right Wing, [kgf]	Summary load to the Left Wing, [kgf]
1.20	845.26	1083.79

- Test Log [일부]

TIME	부품명	시험조건	작업순차	1R8(Kg)	2R7(Kg)	3R6(Kg)	4R5(Kg)	5R4(Kg)	6R3(Kg)	7R2(Kg)	8R1(Kg)	9L1(Kg)	10L2(Kg)	11L3(Kg)	12L4(Kg)	13L5(Kg)	14L6(Kg)	15L7(Kg)	16L8(Kg)	17RD(mm	18LD(mm	Sum R(Kg	Sum L(Kg)
15:2641	WING	TORS	1	58.3	81.8	108.5	89.3	13.8	30.8	-0.3	0.5	0.3	-0.1	0.4	59.8	59.8	192.8	200.8	51.3	186.4	270.5	382.7	565.1
15:2640	WING	TORS	1	53.4	70.6	110.3	117.9	54.7	84.9	1	0.5	0.6	2.5	27.9	92.8	109.1	203.1	184.6	43.6	195.3	279.9	493.3	664.2
15:2639	WING	TORS	1	47.6	56.3	103	136.1	117.4	156.9	91.8	44.3	60.1	111.7	133.7	121.5	139.6	194.3	164.3	40.5	203.3	287.9	753.4	965.7
15:2638	WING	TORS	1	47.8	53	99	136.7	128.1	169.9	146.4	172.9	140.2	202.3	164.4	120.4	145.6	175.8	167.4	33.8	207.6	289.3	953.8	1149.9
15:2637	WING	TORS	1	47.9	53.1	98.8	136.4	127.9	169.3	144.6	170.9	150.7	167.7	169.1	125.7	131.2	191.4	168.9	20.3	207.6	285.1	948.9	1125
15:2636	WING	TORS	1	48.3	53	98.6	136.3	128.3	169.3	144.3	170.6	152.4	173.3	199.1	124.5	139.1	188	159.3	11.8	207.3	280	948.7	1147.5
15:2635	WING	TORS	1	48.6	53.2	98.3	135.7	127.6	168	141.1	167.4	125.4	164	168	118.3	133.3	203.6	162.1	3.1	205.9	273.5	939.9	1077.8
15:2634	WING	TORS	1	42.8	42.8	113.9	138.3	130.1	168.1	140.3	166.8	126.6	174.6	183.8	139.6	113.5	197	159.3	1.4	204.1	270.3	943.1	1095.8
15:2633	WING	TORS	1	39	48	114.3	121.4	126	179.1	146.4	167.6	137.9	167.7	183.9	129.5	109.6	192	154.9	1.3	201.9	264.4	941.8	1076.8

9) 수평미익 정하중 시험

- Test Case : 총 5개 Cast 시험 실시

시험조건	하중 조건	Summary Load	시험결과	
			제한하중	극한하중
case 1	수평미익 아랫방향 기동하중 조건	제한하중 : 210 kgf 극한하중 : 380 kgf	PASS	PASS
case 2	수평미익 윗방향 돌풍하중 조건	제한하중 : 330 kgf 극한하중 : 630 kgf	PASS	PASS
case 3	수평미익 아랫방향 돌풍하중 조건	제한하중 : 340 kgf 극한하중 : 640 kgf	PASS	PASS
case 4	수평미익 윗방향 비대칭하중 조건	제한하중 : 175/125 kgf 극한하중 : 315/220 kgf	PASS	PASS
case 5	수평미익 아랫방향 비대칭하중 조건	제한하중 : 175/125 kgf 극한하중 : 320/225 kgf	PASS	PASS

가) 시험구성

- 제한하중계수 1.2, 극한하중계수 1.875 적용
- 제한하중/극한하중 시험 모두 전용시험장치 활용
- 제한하중시험 각 케이스 별 Test Log 자동생성 및 저장



<아랫방향 비대칭하중 시험>



<윗방향 돌풍하중 시험>

나) 시험 결과

- 제한하중 적용 후 영구변형 없음
- 극한하중 적용 후 손상 및 파손 없음

다) Test Log

- 아랫방향 돌풍하중 시험 하중

Step of testing	Safety factor	Summary load, [kgf]	Load at the 1st,point, [kgf]		Load at the 2nd,vpoint, [kgf]		Load at the 3rd,point, [kgf]		Load at the 4th,point, [kgf]		Load at the 5th,point, [kgf]	
			Left	Right	Left	Right	Left	Right	Left	Right	Left	Right
1	1.00	340	34	34	34	34	34	34	34	34	34	34
2	1.88	640	64	64	64	64	64	64	64	64	64	64

- 아랫방향 돌풍하중 극한하중시험 Test Log[일부]

TIME	부품명	시험조건	작업순차	1.R5 (Kg)	2.R4 (Kg)	3.R3 (Kg)	4.R2 (Kg)	5.R1 (Kg)	6.L1 (Kg)	7.L2 (Kg)	8.L3 (Kg)	9.L4 (Kg)	10.L5 (Kg)	Sum (kg)	12.LD (mm	13.RD (mn
13:00:41	STAB	GUDW	2	804	257	112	34	20	29	49	251	1252	34	2842	9620	9639
13:00:40	STAB	GUDW	2	762	383	194	89	62	85	120	359	1324	26	3404	9604	9641
13:00:39	STAB	GUDW	2	659	566	333	253	212	228	270	557	1382	8	4468	9564	9605
13:00:38	STAB	GUDW	2	543	666	583	568	684	632	638	759	1383	0	6456	9508	9574
13:00:37	STAB	GUDW	2	692	384	692	611	627	615	776	715	1351	11	6474	9510	9573
13:00:36	STAB	GUDW	2	681	483	515	660	640	711	760	686	1318	45	6499	9515	9584
13:00:35	STAB	GUDW	2	501	698	562	605	657	692	699	838	1152	128	6532	9510	9606
13:00:34	STAB	GUDW	2	568	570	621	569	673	678	690	793	1053	233	6448	9496	9614
13:00:33	STAB	GUDW	2	694	409	556	625	680	624	669	716	887	408	6268	9470	9596
13:00:32	STAB	GUDW	2	576	599	465	672	633	663	655	658	632	638	6191	9460	9606
13:00:31	STAB	GUDW	2	469	645	602	544	647	708	697	495	593	707	6102	9456	9634

10) 조종면 정하중 시험

- Test Case
- 각 조종면 [Flap, Alleron, Rudder, Elevator] 임계하중 중
  Most Crltlcal Case 1개씩 수행

시험조건	하중 조건	Summary Load	시험결과	
			제한하중	극한하중
Flap	돌풍조건과 후류영향조건의 조합	제한하중 : 128 kgf 극한하중 : 366 kgf	PASS	PASS
Aileron	상방 20° 거동 시 하방 하중 조건	제한하중 : 50 kgf 극한하중 : 115 kgf	PASS	PASS
Rudder	러더가 중립 위치이고 항공기가 15° 의 yaw 각도를 갖는 조건	제한하중 : 45 kgf 극한하중 : 100 kgf	PASS	PASS
Elevator	상방 25° 거동 시 하방 하중 조건	제한하중 : 40 kgf 극한하중 : 95 kgf	PASS	PASS

가) 시험 구성

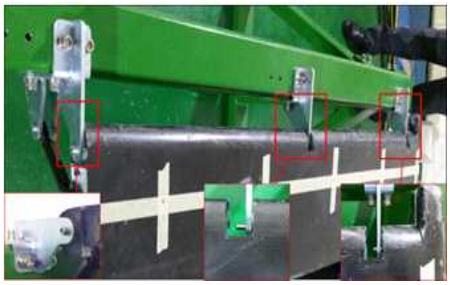
- 제한하중계수 1.0, 극한하중계수 2.25 이상 적용 [CS-VLA AMC 기준]
  [일반안전계수 1.5]x[환경영향성 1.25]x[제작영향성 1.2]=2.25
- 모든 조종면 장착 가능토록 제작된 전용시험장비 활용 및 모래주머니로 하중 부가
- 시험장비에 실제 조종면 장착구도 반영 및 장착 시 실제 사용되는 체결부품 사용



<Flap 체결부>



<Rudder 체결부>



<Elevator 체결부>

나) 시험 결과

- 제한하중 적용 후 영구변형 없음
- 극한하중 적용 후 손상 및 파손 없음
- 시험 수행 사진



<Flap 정하중 시험>



<Aileron 정하중 시험>



<Rudder 정하중 시험>



<Elevator 정하중 시험>

나. 구성품 장착부 시험

1) 개요

가) 시험 목적

- 항공기 운항조건 및 비상착륙 조건에서 증량물 장착부의 구조적 적합성 확인

나) 합치기준

- 최소한 3초 이상 파괴 없이 극한하중지지 [경량항공기 기술 기준 2.1.4.1.다]

다) 총 5개 항목 시험 수행

- ELT Mounting Points Load Test
- Seat Mounting Points Load Test
- Safety Belt Attachment Points Load Test
- Battery Mounting Load Test
- Tie-Down Points Load Test

2) ELT Mounting Load Test

가) 시험요구도

-RTCA DO-204 Para 3.1.8 : 450N 하중 부가 시 변위 2.5mm 이내

-RTCA DO-182 Para 6.2.2 : 모든 방향에 대해 (자체중량)×(100G) 하중 지지

나) 적용 시험 하중

direction	제한하중	극한하중
Forwad	45 kgf	1Kg x 100G = 100kgf
Afterward		
Side		
Downward		
Upward		



다) 시험 결과

- 제한하중 : 변위 0 ~ 1mm
- 극한하중 : 장착부 변형 및 손상 없음 PASS

라) 시험 수행 사진



<전방 제한하중 시험>



<측방 극한하중 시험>



<하방 극한하중 시험 Set-up>

3) Seat Mounting Points Load Test

가) 시험 요구도

- 경량항공기 기술기준 2.1.4.11 기타하중



<시험용 Seat Mount Bracket>

나) 적용 시험 하중

- 전방, 측방 및 상방: Seat Belt로 구속
- 하방 최대 착륙하중계수: 5.69
- 최대 조종사 중량: 120kg
- 안정계수: 1.5x1.25=1.875
- 시험하중: 120x5.69x1.875=1280kg

다) 시험방법

- 동체 시험장치 및 모래주머니[280kg]활용

라) 시험 결과

- 장착부 손상 및 파손 없음 PASS

마) 시험 수행 사진 및 Log





TIME	부품명	시험조건	작업순자	1.Eng(Kg)	2.Lpl(Kg)	3.Rpl(Kg)	4.T.O(Kg)	5.Res(Kg)	6.VT(Kg)
20:06:59	FUSE	TU10	1	-2	1	-13	-8	11	-39
20:06:58	FUSE	TU10	1	-3	-35	-12	-8	11	-39
20:06:57	FUSE	TU10	1	-3	-168	-13	-7	11	-39
20:06:56	FUSE	TU10	1	-1	-304	-13	-7	11	-39
20:06:55	FUSE	TU10	1	-2	-462	-13	-7	11	-39
20:06:54	FUSE	TU10	1	-1	-635	-13	-7	11	-39
20:06:53	FUSE	TU10	1	-1	-841	-12	-9	11	-39
20:06:52	FUSE	TU10	1	0	-1008	-13	-8	11	-39
20:06:51	FUSE	TU10	1	1	-1008	-13	-7	11	-39
20:06:50	FUSE	TU10	1	1	-1008	-13	-8	11	-39
20:06:49	FUSE	TU10	1	1	-1008	-13	-7	11	-39
20:06:48	FUSE	TU10	1	0	-1008	-13	-7	11	-39
20:06:47	FUSE	TU10	1	1	-1008	-13	-7	11	-39
20:06:46	FUSE	TU10	1	1	-995	-13	-8	12	-39
20:06:45	FUSE	TU10	1	1	-989	-13	-8	11	-39
20:06:44	FUSE	TU10	1	1	-1008	-13	-8	11	-39
20:06:43	FUSE	TU10	1	1	-962	-13	-6	11	-39
20:06:42	FUSE	TU10	1	0	-908	-13	-8	11	-39
20:06:41	FUSE	TU10	1	1	-829	-13	-6	11	-39
20:06:40	FUSE	TU10	1	1	-752	-13	-6	11	-39
20:06:39	FUSE	TU10	1	1	-658	-13	-9	11	-39
20:06:38	FUSE	TU10	1	1	-562	-13	-8	11	-38
20:06:37	FUSE	TU10	1	1	-461	-13	-7	11	-39
20:06:36	FUSE	TU10	1	1	-345	-13	-6	11	-39
20:06:35	FUSE	TU10	1	1	-223	-13	-7	11	-39
20:06:34	FUSE	TU10	1	0	-70	-13	-8	11	-39
20:06:33	FUSE	TU10	1	-1	0	-13	-8	11	-39

4) Safety Belt Attachment Points Load Test

가) 시험 요구도

- 경량항공기 기술기준 2.1.4.10 비상착륙조건
- 경량항공기 기술기준 2.1.5.10 조종실

나) 적용 시험 하중

- 최대 조종사 중량 : 120kg

방향	하중배수	적용 하중 , kgf
전방	9	1,080 kgf Upper Attach: 162kg [15%] Lower Attach: 920kg [85%]
측방	1.5	180kgf
상방	2.62x1.5x1.25=4.913 [2.62: 최대 상방 비행하중계수]	590 kgf

다) 시험 결과

- 장착부 및 구성품 손상 및 파손 없음

라) 시험 수행 사진



<Upper Attach Point>



<Side Load Test, Inside>

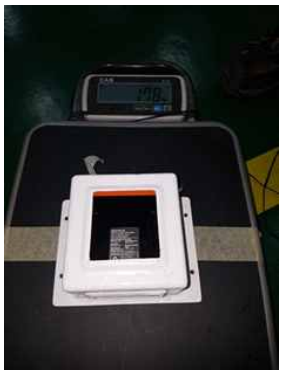


<Lower Attach Point>



<Side Load Test, Outside>

5) Battery Mounting Load Test



가) 시험 요구도

- 경량항공기 기술기준 2.1.4.10 비상착륙조건
- 경량항공기 기술기준 2.1.4.11 기타하중
- 경량항공기 기술기준 2.1.7.2 기타장비

나) 적용 시험 하중

- 배터리 중량 : 1.78kg

방향	하중배수	적용 하중 ,kgf
전방	9	16.02 kgf [157.2N]
측방	1.5	2.625 kgf [25.8 N]
상방	2.62x1.5x1.25=4.913	8.745 kgf [85.8 N]
하방	5.69x1.5x1.25=10.669	18.67 kgf [183.2 N]

다) 시험 결과

- 장착부 손상 및 파손 없음 PASS

라) 시험 수행 사진



<전방 >



<측방 시험>



<상방 시험>



<하방 시험>

6) Tie-Down Points Load Test

가) 시험 요구도

- 경량항공기 기술기준 2.1.4.11 기타하중
- 항공기 기술기준 Part 23. 415(c) '풍속으로 인한 제한하중을 견딜 수 있도록 설계'를 기준으로 하여 제한하중 및 복합재 구조물에 따른 특별계수 1.25를 시험에 적용

나) 적용 시험 하중

- Tie-Down Points : I 볼트로 구속
- 최소 V_R = 38kts, 주익 면적 S_W = 11.607 m^2, 공기 밀도 ρ_{air} = 1.225 kg/m^3
- 최대 양력 계수 (플랩 0 도) C_{Lmax} = 1.231
- $L_W = C_{Lmax} \times \frac{1}{2} \times \rho_{air} \times V_R^2 \times S_W = 3344.858N = 340.96kgf$
- 주익 한쪽 하중부가 : 170.48kgf
- 환경영향 및 제작변동성에 따른 특별계수 : 1.25 [환경영향 10%, 제작변동성 15%]

방향	하중배수		적용 하중 ,kgf
하방	제한하중	1.0	170.48 kgf
	극한하중	170.48×1.25	213.1 kgf

다) 시험 결과

- 장착부 및 I 볼트 손상 및 파손 없음

라) 시험 수행 사진



<I 볼트 장착>



<Tie-Down 장착모사>



<제한하중 시험>



<극한하중 시험>

다. 결 론

- 항공기 기체가 항공기 운영에 필요한 충분한 구조적 강도를 가지고 있음을 확인
- 기체 내부 중량물 장착부가 항공기 운영조건 및 비상상황에서 탑승자 보호 및 중량물로 인한 상해를 입지 않도록 충분한 구조적 강도를 가지고 있음을 확인
- 기체의 타이 다운된 장착부가 개방된 장소의 최대 풍속조건에서 고정될 수 있는 충분한 구조적 강도를 가지고 있음을 확인

7. 계통 적합성 입증 시험

계통 시스템의 적합성 입증시험은 “경량항공기 비행안전을 위한 기술상의 기준“의 각 항목에 따라 시험 요구도를 설정하고, 수행하여 경량항공기에 적합함을 보였다. 그 세부 시험 내용은 다음과 같다.

가. 전방착륙 장치 정적 하중 시험

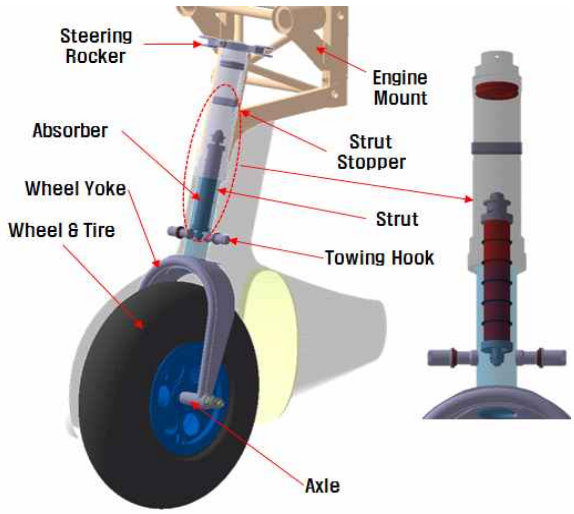
본 시험의 목적은 KLA-100 항공기 전방착륙장치(이하 NLG Strut)의 정적강도를 확인함으로써 경량항공기 안전성 기술기준에 명시된 요구조건에 대한 적합성을 시험으로 입증하였다.

1) 요구도

- 경량항공기 기술기준 “ 2.1.4.8 지상하중 조건” 요구도에 적합함을 시험으로 입증
- 전륜식 기본 착륙 조건인 경사 반력을 가진 수평착륙, 전륜 접지인 수평착륙 및 꼬리내림 착륙의 세가지 착륙조건에 대한 하중을 산출
- 앞바퀴에 대한 보충 조건(수직 및 전방 작동 하중)

2) 시험체 형상

전방 착륙 장치는 2중 Strut로 되어 있으며, 내부에 Urethane Spring을 다단으로 배열하여 Shock-Absorber 구성하였다. 각 시스템의 간략한 구성은 아래 이미지와 같다.



< Nose Landing Gear Strut >

3) 시험 하중

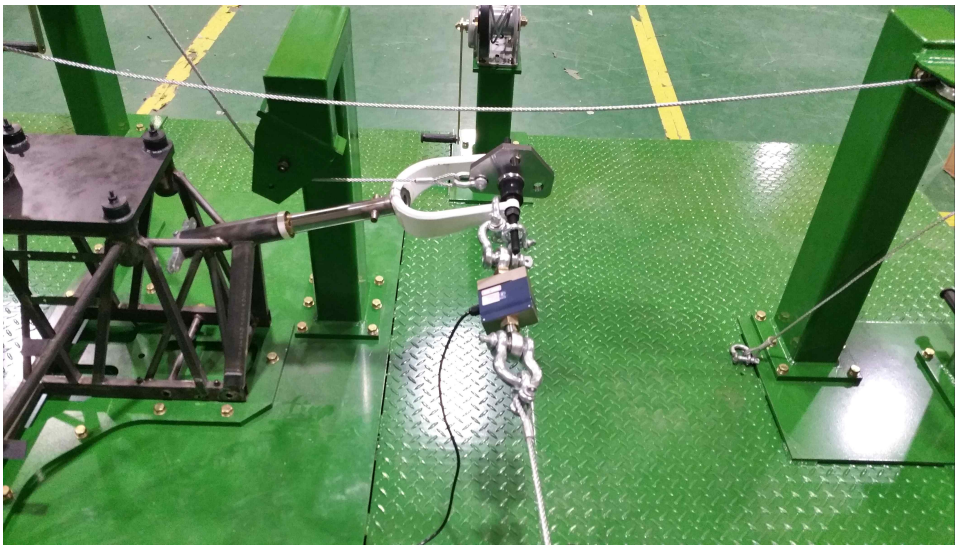
- 기술기준에 따라 산출된 하중 조건에서 Critical한 하중 조건을 산출
- 각 조건 별로 제한하중 및 극한하중 시험 수행

case	Safety Factor	Vertical Load	Forward Load	Rearward Load	Side Load
1	1.0	-727.93			
2	1.5	-1091.90			
3	1.0	3148.31	1259.32		
4	1.5	4722.47	1888.98		
5	1.0	3148.31		-2518.65	
6	1.5	4722.47		-3777.98	
7	1.0	3148.31			-2203.83
8	1.5	4722.47			-3305.73

설정된 시험 하중은 전방착륙 장치가 비행 및 착륙 조건을 고려하여 수직, 전/후방, 측면으로 가장 Critical한 하중을 제한 하중 조건으로, 안전계수를 더하여 극한하중 조건으로 설정하였다.

4) 시험 구성

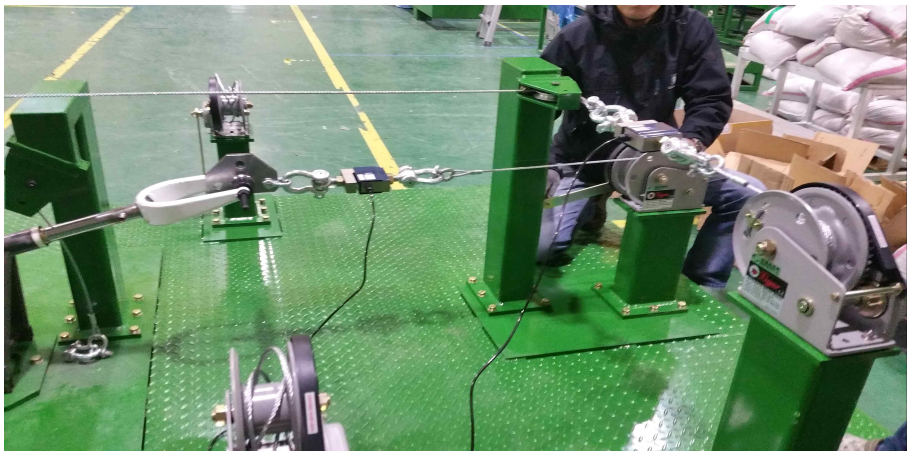
항공기 운용 환경과 동일하도록 시험체를 구성하기 위행 Wheel& Tire를 제거한 Nose Landing Gear Strut Assembly를 EMS(Engine Mount Structure)와 조립하여 EMS/NLG 시험 치구에 장착한다.



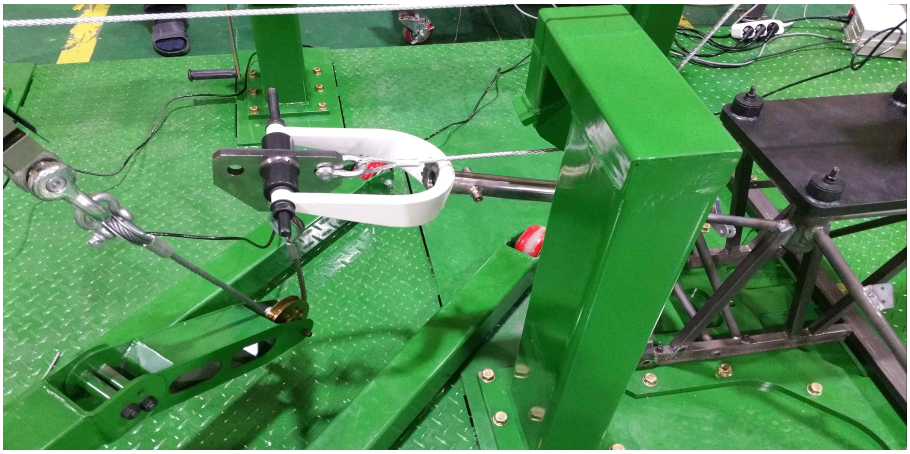
<NLG Strut 시험 치구 장착>

5) 하중시험

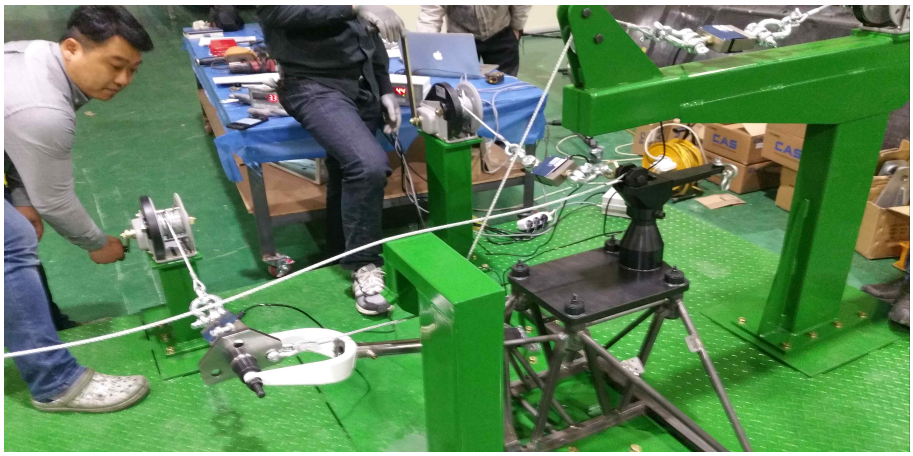
시험 하중(상기 표 참조) 조건에 따라서 Case 1, 3, 5, 7의 제한 하중 시험을 먼저 수행하여 시험체의 이상 유무를 확인하고, Case 2, 4. 6, 8의 극한하중 시험을 순차적으로 수행하였다.



< Vertical Load Test>



< Vertical & Rearward Load Test>



< Vertical & Side Load Test>

상기와 같이 각 시험 하중 방향에 따라 로드 셀을 연결하여 하중 값을 계측하고, 제한하중에서는 30초 이상, 극한하중하중은 3초 이상 하중을 부과하여 시험을 수행했다.

6) 시험 결과 및 분석

case	Safety Factor	Vertical Load	Forward Load	Rearward Load	Side Load	Pass/Fail
1	1.0	-727.93				**Pass**
2	1.5	-1091.90				**Pass**
3	1.0	3148.31	1259.32			**Pass**
4	1.5	4722.47	1888.98			**Pass**
5	1.0	3148.31		-2518.65		**Pass**
6	1.5	4722.47		-3777.98		**Pass**
7	1.0	3148.31			-2203.83	**Pass**
8	1.5	4722.47			-3305.73	**Pass**

가). 제한하중

- 탄성범위 이상의 변위는 발생하지 않고, 과도한 마찰과 변형이 없음을 확인.

나). 극한하중

- 3초 이상 부과하여 Shock Absorber의 변형이 한계영역 이내 발생하여 복원됨.
- 기계 가공품인 Strut도 항복 또는 해로운 영구변형이 없음을 확인함.

각 하중 별 시험 결과는 제한하중 및 극한하중에서 손상이나 영구변형이 없음을 확인하여, 충분한 정적 강도를 가짐을 보였다. 따라서 NLG Strut Assembly는 경량항공기 기술기준의 요구도에 적합하다.

나. 주 착륙장치 하중 시험

본 시험의 목적은 KLA-100 항공기 주 착륙장치(이하 MLG Strut)의 정적강도를 확인함으로써 경량항공기 안전성 기술기준에 명시된 요구조건에 대한 적합성을 입증한다.
복합재로 제작된 KLA-100 주 착륙장치 시험은 독일 협력사인 Flight Design(이하 FD)에서 수행하여, FD의 시험 보고서를 인용한다.
시험 요구도는 경량항공기 비행안전을 위한 기술상의 기준과 동일한 ASTM2245-12F의 지상하중 조건을 적용하여 시험을 수행했다. 극한하중 계수는 제한하중 계수 1.0에 안전계수 1.5 및 환경영향 및 제작변동성에 따른 특별계수 : 1.25 [환경영향 10%, 제작변동성 15%]를 고려하여 산출된 1.875(극한하중계수 : 1.0×1.5×1.25 = 1.875) 적용하였다. 결과적으로 요구도 이상의 정적 강도를 만족함을 확인하여, MLG Strut는 경량항공기 기술기준의 요구도에 적합하다.

FLIGHT DESIGN

Document No.: RH 3200 5002_00

KLA-100 Main Landing Gear Design and Test Samples General Analysis

	Name / Discipline	Signature	Date
Generated	Anatolii Petrovykh DE / Structure	2017.04.21 22:56:27 +03'00'	
Verified	Volodymyr Nikitiuk CVE / Structure	2017.04.21 22:59:12 +03'00'	
Approved	Artem Komisarenko Head of Airworthiness	2017.04.21 22:03:43 +02'00'	

DOCUMENT IS THE PROPERTY OF FLIGHT DESIGN
AND MAY NOT BE CITED, REPRODUCED, DISCLOSED OR DISTRIBUTED IN WHOLE OR IN PART
WITHOUT PRIOR EXPRESS WRITTEN PERMISSION OF FLIGHT DESIGN

Template: PZ 0100 0043_00

1. General

This report provides general summary of performed testing of main landing gear (MLG) of KLA-100 aircraft. Report provides links to the Work Orders performed. This Report provides analysis and assumptions of operation of the part on the PoC aircraft.

2. Purpose and Requirements

The purpose of the report is to accumulate generic data regarding testing performed on the main landing gear strut and to perform a summary analysis of results received and to provide description of the information basis by which the decision to use the part (in specified configuration) on the aircraft in a certain stage of testing can be safely done.

3. Main Landing Gear Configuration

3.1. Main Landing Gear Strut Modifications

Basic design of main landing gear strut of KLA-100 aircraft is presented in drawing DH 3210 0100_21.Oct.2016.

During the process of production, testing of some modifications took place. Variants were produced with reinforcement of the part with glass fabric or carbon fabric.

Modifications were minor and were implemented directly on previously tested samples by additional modification operations.

Following parts modifications were produced:

- **Mod. 1**: DH 3210 0100_21.Oct.2016.
- **Mod. 2**: DH 3210 0100_26.Oct.2016. Comparable to Mod. 1 for the winding of part Mod. 2 used 4 layers of glass fabric 92140 (390 g/m2) instead of 6 layers of glass fabric 92125 (280 g/m2) as specified initially. Thickness of winding material of Mod. 2 is 4 x 0.45 = 1.8 mm. Thickness of winding material of Mod. 1 is 6 x 0.25 = 2.1 mm. Winding thickness of part produced in variant Mod.2 is a bit less than for the part in variant Mod.1.
- **Mod. 3**: DH 3210 0100_26.Oct.2016 (variant Mod. 2) additionally reinforced by glass fiber 92140 reinforcement near MLG mount points. Modification was done following Work Order 17-02-027, Repair and Modification 1 (hand sketches).
- **Mod. 4**: DH 3210 0100_26.Oct.2016 (variant Mod. 2) additionally reinforced by carbon fiber Style 462 reinforcement near MLG mount points. Modification was done following Work Order 17-02-027, Repair and Modification 2 (hand sketches).
- **Mod. 5**: Part produced following drawing DH 3210 0100_21.Oct.2016 (variant Mod.1) with further reinforcement by carbon fiber same as for the variant Mod. 4.

3.2. MLG Load Test Samples

For drop test Mod. 1 sample was used. For static tests Mod. 2 variant was used.

Mod. 3 and Mod. 4 are the results of modifications performed following static load tests results.

3.3. MLG KLA-100 PoC Sample (Czeck Republic)

Configuration of main landing gear strut **Mod.5** was accepted for installation on flying aircraft, KLA-100 PoC, in Czeck Republik (CZ).

Mod. 5 configuration is:

- Basic drawing DH 3210 0100_21.Oct.2016.
- Additional carbon fiber reinforcement near the MLG mount points to fuselage, 3 layers (±45°), data shown in Work Order 17-02-027, Repair and Modification 2 (hand sketches).

3.4. MLG KLA 100 PoC Sample (Republic of Korea)

Present actual data shows that it was provided:

- 1 strut Mod.1 (DH 3210 0100_21.Oct.2016) to be installed on PoC aircraft.
- 2 struts Mod. 5 same with flying aircraft in CZ.

4. Main Landing Gear Testing

4.1. MLG Loads

Loads acting on the landing gear and main landing gear strut are shown in basic report RH 3200 0002 KLA-100 Ground Loads calculation report.

4.2. MLG Drop Test (UA)

Testing was performed following Work Order 17-01-006.

For the test part Mod. 1 was used.

Test part took limit drop test loads without permanent deformation and damages.

Test part took ultimate drop test loads (minimum load factor 2.25) without failure but some damage (which is acceptable).

4.3. MLG Static Testing (UA)

Testing was performed in several stages. During test modification of part was required to achieve required value of following Work Order 17-01-006.

4.3.1. WO 17-02-019

Test was performed for showing compliance with requirements of breaking roll conditions and side load conditions

For the test the part Mod. 2 was used.

Test part took limit test loads for breaking roll conditions without permanent deformation. Test for ultimate loads for breaking roll conditions was not performed up to the load factor 1.875. Part took specified ultimate loads without failure.

Test part took limit test loads for side load conditions without permanent deformation.

There were no intermediate testing steps between loading with factor 1 and 1.5. At case of ultimate loading for side load conditions with load factor 1.5 the part was damaged.

4.3.2. WO 17-03-001 - 1

Test was performed for showing compliance with requirements of side load conditions

For the test the part Mod. 3 was used. Already load tested part was repaired and modified to configuration Mod. 3 (reinforcement with glass fiber).

Test part took limit test loads for side load conditions without permanent deformation.

Test part passed case of ultimate loading for side load conditions for the load factor 1.3 without damages. At case of ultimate loading for side load conditions with load factor below 1.5 the part was damaged.

4.3.3. WO 17-03-001 - 2

Test was performed for showing compliance with requirements of side load conditions

For the test the part Mod. 4 was used. Already load tested part was repaired and modified to configuration Mod. 4 (reinforcement with carbon fiber).

Test part took limit test loads for side load conditions without permanent deformation.

Test part passed case of ultimate loading for side load conditions for the load factor 1.36 without damages. At case of ultimate loading for side load conditions with load factor below 1.5 the part was damaged.

4.3.4. WO 17-04-001

Test was performed for showing compliance with requirements of side load conditions

For the test the part Mod. 5 was used. Already load tested part was repaired and modified to configuration Mod. 5 (reinforcement with carbon fiber).

Test part took limit test loads for side load conditions without permanent deformation.

Test part passed case of ultimate loading for side load conditions for the load factor 1.875 without failure.

At case of ultimate loading for side load conditions with load factor 2.25 the part was damaged.

4.4. MLG Load Testing Results and Analysis

During the testing it was observed that for the case of side loading of main strut the part has not enough strength reserve for taking of specified ultimate loads.

It was observed that there is not enough strength of part for taking of outboard side loads.

After repair to Mod.5, maximum achieved ultimate load factor of performed static load tests is 1.875.

Inspection of sample after each test shown that basic layers which are working on tension and compression are taking loads without damages.

The part showed specific damage (cracks on winding in direction 45 degrees to the middle line) which can be received due to ultimate shear loading (in combination with normal loads). Also it was assumed that due to the configuration of the strut geometry (presence of "upper" and "bottom" strut parts, connected by bonding and winding) during loading presented a force which starts to "open" both upper and bottom part of strut skins in area near the mount points.

Generally it should be noted that in the range of accelerated process of test sample design and load test performance, simplified methods of testing were used:

- Electronic scales for the application of static loads. Usage of such principle of load application increases time when the part is under the load. Also application of load on strut with electronic scale does not take into account the distribution of the load which also can decrease stresses in the structure.
- Test part was used for several tests under ultimate loads. Such approach decreases general strength of the part.

- For the purpose of conceptual design check there was no special test jigs produced (which is acceptable at this point in the design development process). Absence of such equipment also increases the value of the stresses in the part ¶ structure during the application of required limit and ultimate loads.

It can be assumed that in the case of development and usage of special test equipment it is possible to receive load test factors of more than 1.875 for the same test part configuration.

5. Operation of MLG on KLA-100 PoC (CZ)

5.1. Approval of Part Operation during First Phase of Flight Test

During the performed load test for static load testing the required minimal tested load factor of 2.25 was not achieved. Nevertheless it was decided to use part in tested configuration (Mod. 5) with taking into account following assumptions:

- In the range of the first flight, the function of landing gear is possibility of normal takeoff and landing of aircraft. There will be no testing of landing gear directly for the full range of operational ground loads (imitation of hard landings).
- Ultimate load testing on test samples were performed several times on the same samples. Such an approach decreases final test proved strength of test samples. Therefore strength of the part is expected to be higher than tested strut.
- PoC aircraft is low wing aircraft. During the landing ground effect observed which increase wing lift and decrease load on the landing gear. Ground effect was not taken into account during ground loads assumption. Therefore loads acting on aircraft landing gear expected to be lower.
- Weather conditions at time of first flight (air temperature) expected to be less or near the value of +20°C. Such environment value gives possibility to neglect required temperature factor for the composite structure of strut for the part installed on PoC aircraft.
- After each landing the visual inspection of part for presence of cracks should be performed (without removal of part). In case of cracks observation detailed inspection should be performed for part repair/removal.

These assumptions allowed approving of usage of actual design of main gear strut (Mod. 5) on the PoC aircraft at the stage of Flight Test.

In case of testing of the aircraft for flight test cases when increased loading of landing gear is expected (landing behavior testings) additional analysis and further modifications can be required.

5.2. MLG Operation Data

During the First Flight tests in Czech the control of the main landing gear strut condition was performed.

Aircraft was operated from ground airfield. In several times increased soil moisture was observed. Aircraft was operated with slightly increased weight than it was initially assumed (650 kg instead 620 kg).

Visual inspections were performed after each landing. No abnormal deformation of the structure under static load and no cracks in structure were observed.

6. General Supporting Statement

During the process of testing, the structure passed ultimate load drop test.

During process of testing the structure did not achieved required *for certification* tested ultimate load factor for static load.

Nevertheless, on the basis of analysis of the performed tests and assumptions in operation of the part during the test it was decided to approve installation and usage of part on PoC aircraft at the stage of Flight Test

The main purpose of First Flight is checking of general behavior of aircraft and system operation, not a certification. Indeed these tests assume the presence of certain required rational safety factors. Detailed analysis of the purpose and conditions of aircraft testing and implemented operational restrictions gives the possibility to make operation/testing safe. Safety is a main criterion of part/aircraft operation approval.

Flight Design-Design Organization in the range of privileges granted by EASA can establish a rational level of permitted safety factor by themselves. These can be done on specified stages of testing and with proper documentation of the analysis and assumptions. Supporting documents are fully open in any time for inspection by EASA or other involved CAA Authority.

다. 착륙장치 낙하시험

본 시험은 KLA-100 항공기 이착륙에 대한 제한하중배수의 확인, 충격흡수 여유 및 지상 동하중을 검증하기 위함이며, 동체 장착부위에 대한 강도까지 확인하여 경량항공기 비행 안전을 위한 기술 기준에 명시된 요구조건에 대한 적합성을 시험으로 입증하였다.

1) 요구도

- 경량항공기 기술기준 “2.1.4.8 지상하중 조건”에 적합함을 확인
- 전륜식 기본 착륙 조건인 경사 반력을 가진 수평착륙, 전륜 접지인 수평착륙 및 꼬리 내림 착륙의 세가지 착륙조건을 시험으로 확인
- 측면하중조건, 브레이크 롤 조건을 포함

2) 시험체 형상

비행시제기와 동일하도록 구조시제용 동체에 Wheel &Tire를 포함한 전방 및 주 착륙장치를 조립하고, 동체 전방부에 고정엔진 중량을 부과 할 수 있도록 치구를 제작하여 장착하고 더미 중량을 부과하였다. 또한, 주익, 미익, 각 조종면 등 탑재 장비의 더미 중량을 부과하여 시험체를 구성한다. 각 시스템의 간략한 구성은 아래 이미지와 같다.



<낙하시험 시험체 및 Quick Release Fixture(Level Landing Condition)>



<낙하시험 시험체 및 Quick Release Fixture(Tail down Landing Condition)>

3) 시험 하중

시험하중은 지상하중 조건에 의해 산출된 Level Landing 및 Tail Down 상태를 고려한 Case를 적용하고, 지상운용 및 착륙시 발생하는 충격흡수 능력 및 지상 동하중을 검증 하도록 낙하 높이를 산출하였다.

Drop Test Load Case

Case		Load Factor	Drop Height(mm)	Fuselage Mass(kg)	C.G	Remarks
1	Level Landing (수평착륙)	1.0	317	467	24%	3점 경사판
2	Level Landing (전방접지)	1.0	317	467	37.6%	2점 경사판
3	Tail-down Landing	1.0	317	467	37.6%	
4	Level Landing (수평착륙)	1.5	475.5	467	24%	3점 경사판
5	Level Landing (전방접지)	1.5	475.5	467	37.6%	2점 경사판
6	Tail-down Landing	1.5	475.5	467	37.6%	

- 제한하중 시험

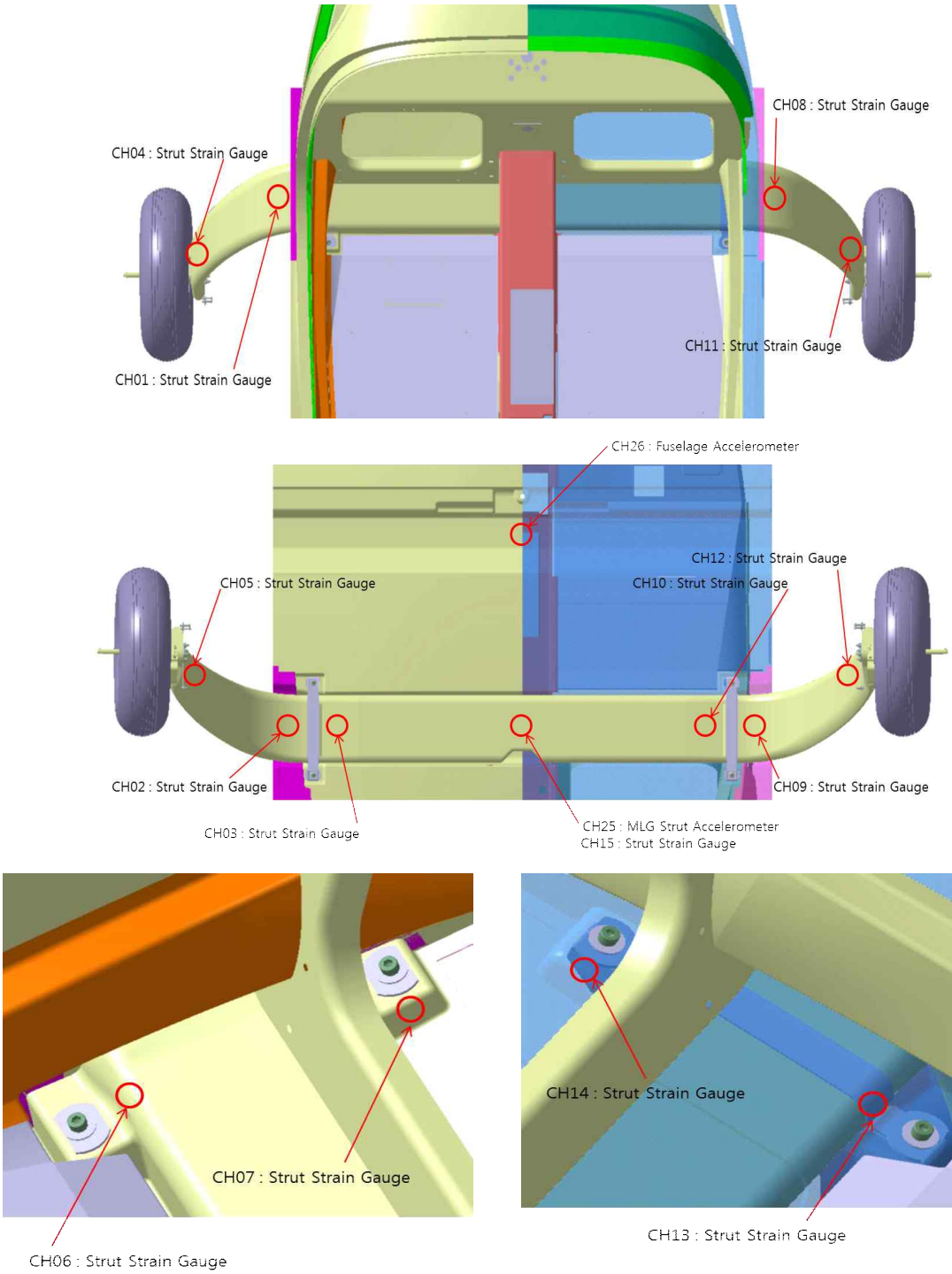
기술기준에 의해 산출된 제한하중 낙하 높이에서 3가지 기본 착륙 조건을 모사하여 낙하시험을 수행하고, 변형이 발생하지 않음을 확인한다.

- 극한하중 시험

극한하중은 제한하중 낙하 높이에 안전계수 1.5 고려하여 낙하 높이를 산출하고 3가지 기본 착륙 조건을 모사하여 낙하시험을 수행하고, 착륙장치 및 장착부 구조물의 파손 및 영구적인 손상이 발생하지 않음을 확인한다.

4) 시험 구성

2개의 가속도계와 15개의 변위게이지를 장착하고 계측하여, 낙하시 충격량 및 그에 따른 변위를 계측하도록 구성함. 계측 위치는 MLG Strut의 장착부 및 중앙 하부로 착륙에 의한 하중에 의해 최대 변형이 예상되는 위치이며, 타이어 장착부로 착륙에 대한 하중 전달 위치에 장착했다, 또한 동체에서는 착륙장치 체결부에 변위게이지를 장착하여 착 동체 부위에 변위 게이지를 장착했다. 가속도계는 MLG Strut 중앙하부 및 동체 Spar box에 장착하여 주 착륙장치 및 동체 가속도를 측정했다. 다음 그림은 가속도계 및 변위게이지의 장착 위치이다.



5) 시험

가) 제한 하중 시험

(a) 게이지 및 계측 시스템을 준비하고, 더미 중량을 이용하여 변위 게이지 및 가속도계를 설치하고, 계측 시스템에 연결

(b) 엔진, 주익 등 중량 부과 위치를 고려하여 시험체 내부에 Dummy wight 탑재

(c) Wheel Base 및 MLG Strut 높이 시험전 계측

(d) 슬링벨트를 Quick Release Fixture 연결하고 낙하시험 C.G 위치에 맞추어 조절

(e) 착륙조건에 따른 경사판을 설치하고 14°로 조절

(f) 낙하조건에 적합한지 확인하고, 크레인으로 시험체 상승하여 낙하 높이로 설정

(g) 제한하중 낙하시험 수행
(h) 낙하시험 후 육안 검사, 계측 데이터, 고속 카메라 자료 확인하여 손상 유무 점검
(i) Wheel Base 및 MLG Strut 높이 시험후 계측
(j) 3가지 착륙 조건에 대한 순차적으로 (b)~(i)까지 낙하시험 반복 수행
- 극한하중 시험
(a) 엔진, 주익 등 중량 부과 위치를 고려하여 시험체 내부에 Dummy wight 탑재
(b) Wheel Base 및 MLG Strut 높이 시험전 계측
(c) 슬링벨트를 Quick Release Fixture 연결하고 낙하시험 C.G 위치에 맞추어 조절
(d) 착륙조건에 따른 경사판을 설치하고 14°로 조절
(e) 낙하조건에 적합한지 확인하고, 크레인으로 시험체 상승하여 낙하 높이로 설정
(f) 제한하중 낙하시험 수행
(g) 낙하시험 후 육안 검사, 계측 데이터, 고속 카메라 자료 확인하여 손상 유무 점검
(h) Wheel Base 및 MLG Strut 높이 시험후 계측
(i) 3가지 착륙 조건에 대한 순차적으로 (a)~(h)까지 낙하시험 반복 수행



Level Landing Condition Drop Test



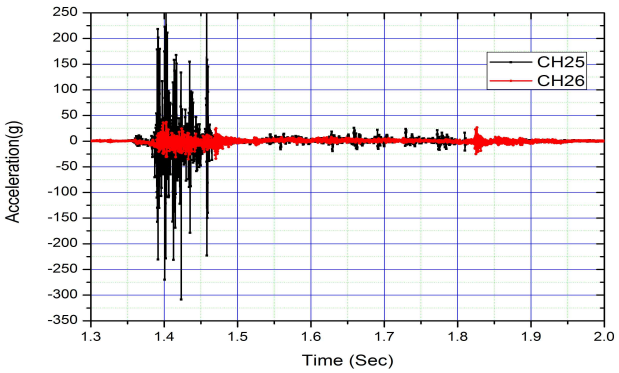
Tail Down Landing Condition Drop Test

6) 시험 결과

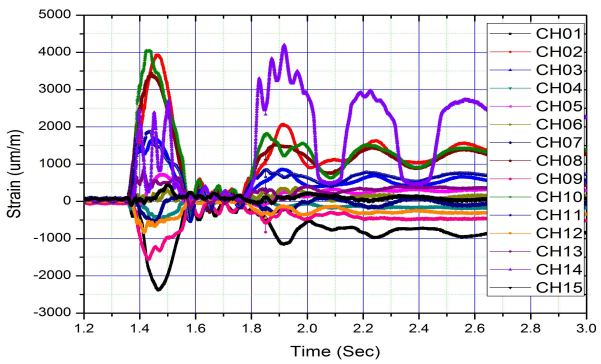
Level Landing(수평착륙)은 전방 착륙장치에 최대 Critical 조건이며, Nose Strut에 대한 고려가 필요하나, NLG Strut 강도 시험 결과를 검토했을 때 설계상을 예측한 결과보다 충분한 정적 강도를 보유하고 있어 육안 검사만 수행했다.

또한, CH14 Strain Gauge는 모든 측정 시험에서 특이한 경향을 나타내며 시험 상황과 불일치하여 게이지 불량 또는 장착상에 의한 오류로 간주하여 결과 해석시 고려하지 않기로 했

다. 장착위치는 좌측 동체 체결부이다.
다음은 극한하중 즉 동적 지상하중 확인을 위한 Level Landing (수평착륙)조건에서 계측 결과를 Plot하여 나타내었다.



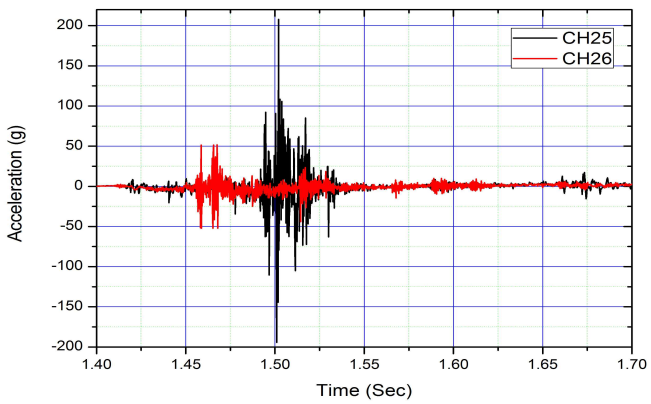
Ultimate Level L/G Condition Acceleration Graph



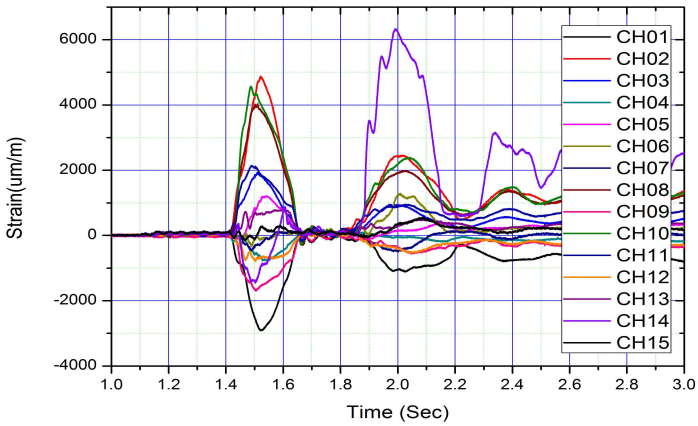
Ultimate Level L/G Condition Stain Graph

가속계에 나타나듯이 Bouncing 현상에 의한 충격 하중이 부과되며 이에 따른 구조적 영향으로 의해 변위도 계측된다. 처음으로 지면에 작용하는 충격량이 제일 크게 나타나고, Bouncing 현상이후에도 MLG Strut에 변위가 관측되는 것으로 구조물에 하중이 전달됨을 알 수 있다.

Level Landing (전방접지) 조건은 주 착륙장치에 경사판을 설치하여 시험을 수행하였고 이에 따른 극한하중 시험 결과를 아래와 Plot하여 나타내었다.



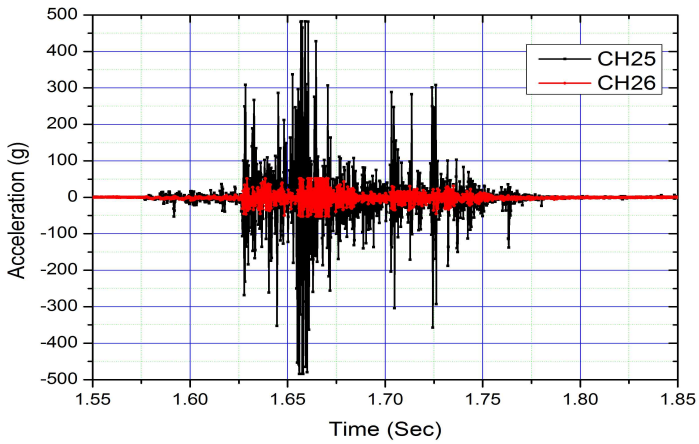
Ultimate Nose on ground L/G Condition Acceleration Graph



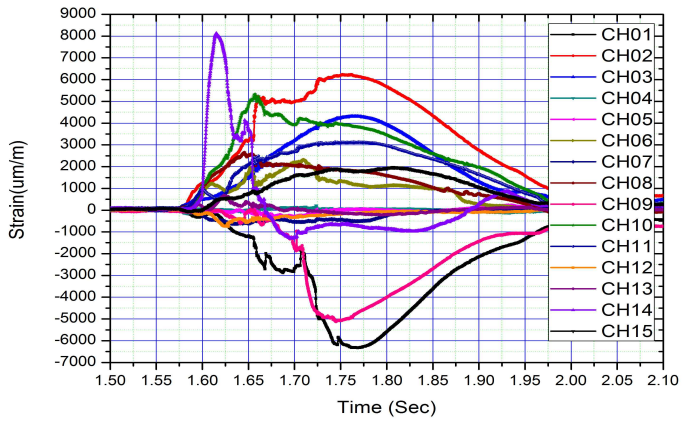
Ultimate Nose on ground L/G Condition Stain Graph

전방착륙장치 접지는 수평착륙 조건과 유사한 경향을 나타내고 있으나. MLG Strut의 최대 가속도는 감소하는 경향을 보인다. 변위는 유사한 경향을 나타낸다.

꼬리 내림 착륙 조건은 메인 착륙장치에 최대 Critical 조건으로 최대 가속도가 483g로 나타나며, 예상대로 주 착륙장치에 최대하중이 부과되는 극한조건임을 확인했고, 그에 다른 변위 게이지의 역시 최대치를 기록했다. 시험 후 외형 검사에서 MLG Strut 및 장착부에서는 크랙이나 영구변형에 따른 파손은 발생하지 않았다.



Ultimate Tail-down L/G Condition Acceleration Graph



Ultimate Tail-down L/G Condition Stain Graph

제한하중 및 극한하중 시험을 수행한 최종 시험 결과는 다음 표와 같다.

Drop Test Load Test Result

Case		Load Factor	Drop Height(mm)	Fuselage Mass(kg)	C.G	Remarks	Pass/Fail
1	Level Landing (수평착륙)	1.0	317	467	24%	3점 경사판	Pass
2	Level Landing (전방접지)	1.0	317	467	37.6%	2점 경사판	Pass
3	Tail-down Landing	1.0	317	467	37.6%		Pass
4	Level Landing (수평착륙)	1.5	475.5	467	24%	3점 경사판	Pass
5	Level Landing (전방접지)	1.5	475.5	467	37.6%	2점 경사판	Pass
6	Tail-down Landing	1.5	475.5	467	37.6%		Pass

7) 결과 분석

착륙장치 낙하시험은

가) 제한하중 배수를 결정하기 위한 낙하시험

나) 충격에너지 흡수여유를 검증하기 위한 낙하시험

다) 지상 동하중을 검증하기 위한 낙하시험

위의 세가지 조건에 따라 수행했으며, 충격에너지 흡수여유는 극한하중 상태를 고려하여 1.5로 보다 보수적으로 수행한 결과를 가지고 산출하였다. 극한하중에 따른 최대 에너지 흡수력은 2178.4J로 파손 발생이 없으므로 충격에너지 흡수용량에 여유 보유하고 있을 확인했다.

동적 지상하중 상태인 수평착륙, 전방접지착륙, 꼬리내림 상태는 극한하중 조건으로 수행한 결과 파손이나 영구적인 변형이 없음을 확인했다. 따라서, KLA-100 착륙장치 및 장착부 구조물은 경량항공기 기술기준 및 설계에 따른 요구도를 충족한다.

라. 비행 조종 시스템 Test

본 시험의 목적은 KLA-100 항공기 비행조종시스템의 정적강도를 확인함으로써 경항항공기 안전성 기준에 명시된 요구조건에 대한 비행조종시스템의의 적합성을 입증하였다.

1). 요구도

- 경량항공기 기술기준 2.1.4.3 조종면과 2.1.5.9 조종계통 작동시험
- 제한 조종력에 의한 하중

가) Pitch : 조종간에 44.5kg(100lb)

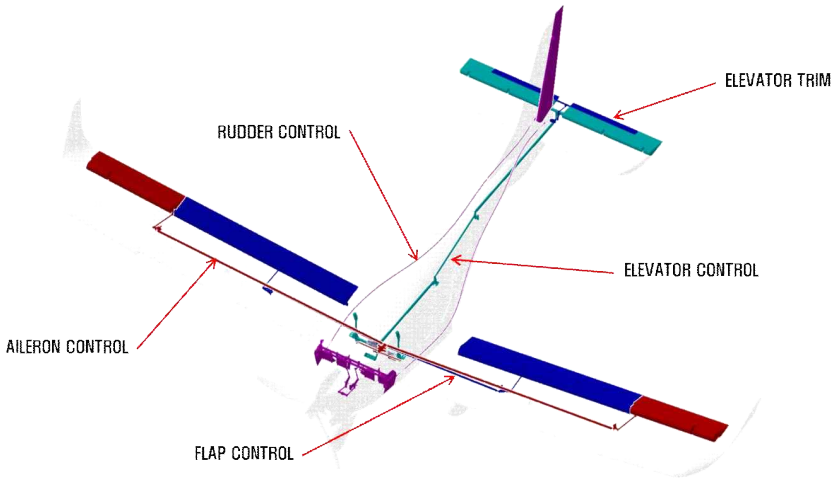
나) Roll : 조종간에 18kg(40.5lb)

다) Yaw : 러더 페달 하나 작동시 58kg(130lb), 양쪽 페달 동시 각 페달은 58kg(130lb)

라) 이중 조종계통의 반대방향으로 작동시 규정된 하중의 075배를 적용

2) 시험체 형상

주 조종 시스템인 Aileron과 Elevator는 조종 스틱에 연동된 Push-pull Rod에 의해 조작되는 매뉴얼 방식 시스템이며, Rudder는 페달 답력을 Cable을 통해 조작되는 시스템이다. 이차 조종 시스템인 Flap 및 Trim은 Electrical Liner Actuator를 적용하여 조종실내 스위치에 의해 작동된다. 본 시험에서는 이차 조종시스템의 조작 편의를 위해 비행기 외부에서 조작하도록 구성할 예정이다. 각 시스템의 간략한 구성은 아래 이미지와 같다.



KLA-100 조종시스템

3) 시험 구성

- 제한하중 시험

일차 조종시스템 Aileron, elevator 및 rudder는 각 조종면을 고정하고 제한하중을 부과하거나 해제한 뒤 각 시스템의 재밍, 과도한 변형 및 과도한 마찰이 발생하지 않음을 확인함.

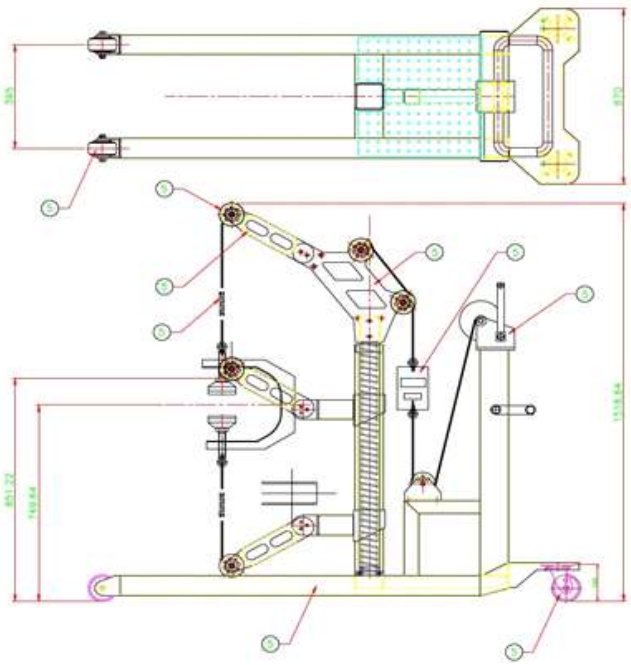
이차 조종시스템 Flap은 Actuator 방식으로은 조종면에 제한하중을 부과하거나 해제한 뒤 각 시스템의 재밍, 과도한 변형 및 과도한 마찰이 발생하지 않음을 확인함.

- 극한하중 시험

극한하중을 3초 동안 부과하여 각 시스템에 대한 항복여부, 기능상 작동 가능 여부를 확인함.

3) 시험 치구

시험 치구는 비행상태를 모사하여 조종시스템에 하중을 부과하도록 구성하였다. 따라서 실제 운용조건에서의 장착상태를 동일하게 모사할 수 있다. 시험 치구의 개략적인 형상은 아래와 같다.





4) Aileron 시험

- 시험 하중 및 결과

Aileron Test Result

Direction of loading	Load Factor	Required Test Load(kgf)		Load Factor	Actual Test Load(kgf)		Pass/Fail
		Right Stick	Left Stick		Right Stick	Left Stick	
Right	1.0	18		1.08	19.4		**Pass**
Right	1.25	22.5		1.24	22.4		**Pass**
Right	1.5	27		1.63	29.3		**Pass**
Right	1.875	33.75		2.23	40.1		**Pass**
Left	1.875		33.75	2.23		40.1	**Pass**
Right+Right	0.75	13.5	13.5	0.86/0.75	15.5	13.6	**Pass**
Left+Left	0.75	13.5	13.5	0.75/0.86	13.7	15.5	**Pass**
Left+Right	0.75	13.5	13.5	0.78/0.75	14.0	13.7	**Pass**



Right Stick, Load Factor = 1.08, Test Load = 19.4kg



Right Stick, Load Factor = 1.24, Test Load = 22.4kg



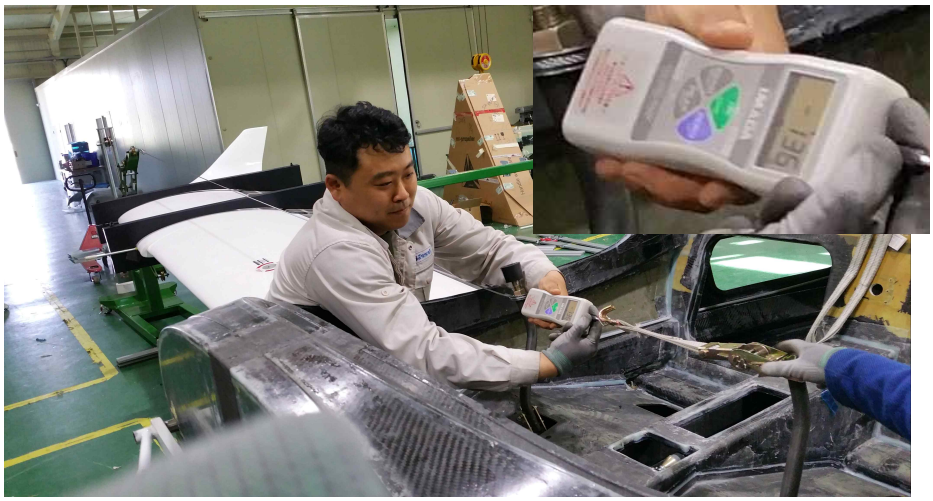
Right Stick, Load Factor = 1.63, Test Load = 29.3kg



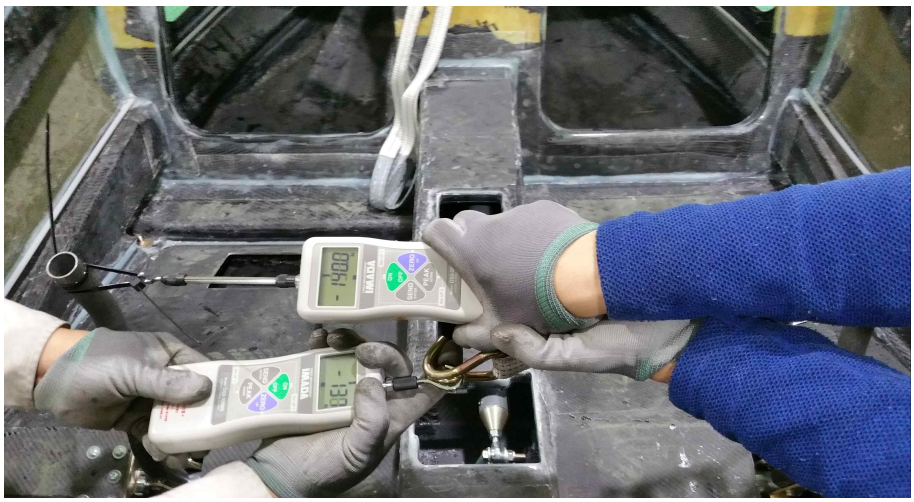
Right Stick, Load Factor = 2.23, Test Load = 40.1kg



Left Stick, Load Factor = 2.23, Test Load = 40.1kg



Right/Left Stick Same Direction, Load Factor = 0.75, Test Load = 15.5/13.6kg



Right/Left Stick Opposite Direction, Load Factor = 0.75, Test Load = 14/13.7kg

5) Elevator 시험

- 시험 하중과 결과

Direction of loading	Load Factor	Required Test Load(kgf)		Load Factor	Actual Test Load(kgf)		Pass/Fail
		Right Stick	Left Stick		Right Stick	Left Stick	
Forward	1.0		44.50	1.06		46.95	Pass
Forward	1.25		55.63	1.28		56.83	Pass
Forward	1.5		66.75	1.52		67.62	Pass
Forward	1.875		84	1.9		84.39	Pass
Forward	1.875	84		1.9	84.69		Pass
Backward	1.0	44.5		1.06	46.95		Pass
Backward	1.25	55.63		1.28	56.83		Pass
Backward	1.5	66.75		1.52	67.62		Pass
Backward	1.875	84		1.9	84.39		Pass
Backward	1.875		84	1.9		84.39	Pass
Forward /Backward	0.75	34	34	0.8/0.8	36.16	36.16	Pass



Left Stick Forward Direction, Load Factor = 1.06, Test Load = 46.95kg



Left Stick Forward Direction, Load Factor = 1.28, Test Load = 56.83kg



Left Stick Forward Direction, Load Factor = 1.52, Test Load = 67.62kg



Left Stick Forward Direction, Load Factor = 1.9, Test Load = 84.39kg



Right Stick Rearward Direction, Load Factor = 1.06, Test Load = 46.95kg



Right Stick Rearward Direction, Load Factor = 1.28, Test Load = 56.83kg



Right Stick Rearward Direction, Load Factor = 1.52, Test Load = 67.62kg



Right Stick Rearward Direction, Load Factor = 1.9, Test Load = 84.39kg



Right/Left Stick Opposite Direction, Load Factor = 0.9, Test Load = 40.06kg

6) Rudder 시험

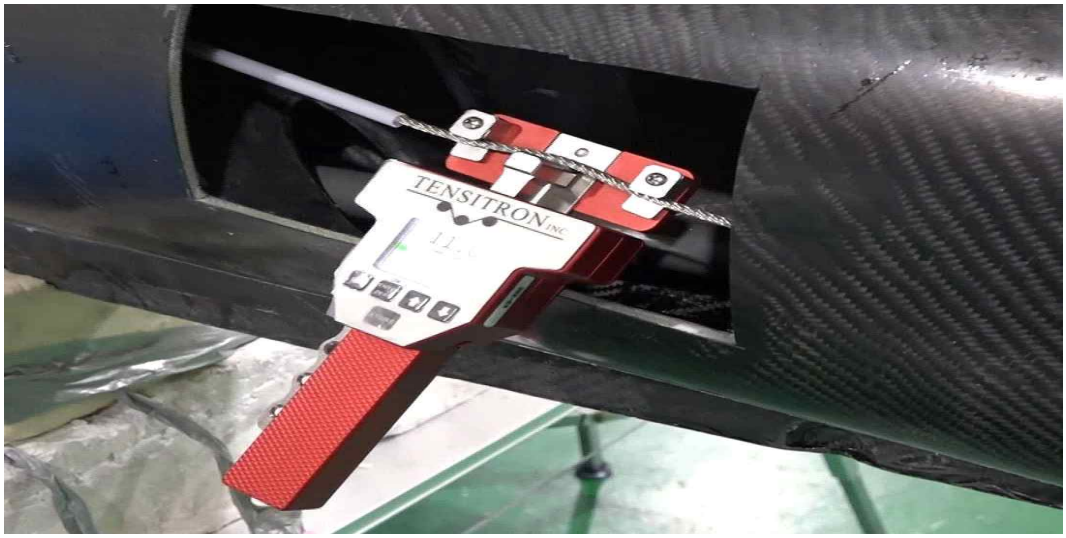
- 시험 하중과 결과

Rudder Test Result

Direction of loading	Load Factor	Required Test Load(kgf)		Load Factor	Actual Test Load(kgf)		Pass/ Fail
		Right Pedal	Left Pedal		Right Pedal	Left Pedal	
One Pedal	1.0	58		1.05	60.73		**Pass**
One Pedal	1.25	72.5		1.29	74.53		**Pass**
One Pedal	1.5	87		1.53	88.33		**Pass**
One Pedal	2.0	116		1.997	115.85		**Pass**
One Pedal	2.0		116	1.997		115.85	**Pass**
Two Pedal	0.75	43.5	43.5	미실시			
Two Pedal	1.0	58	58	1.05	60.73	60.73	**Pass**
Two Pedal	1.25	72.5	72.5	1.29	74.53	74.53	**Pass**
Two Pedal	1.5	87	87	1.53	88.33	88.33	**Pass**



Rudder FCS Test Set-up



Rudder Cable Tension Check



Left Pedal, Load Factor = 1.05, Test Load = 60.73kg



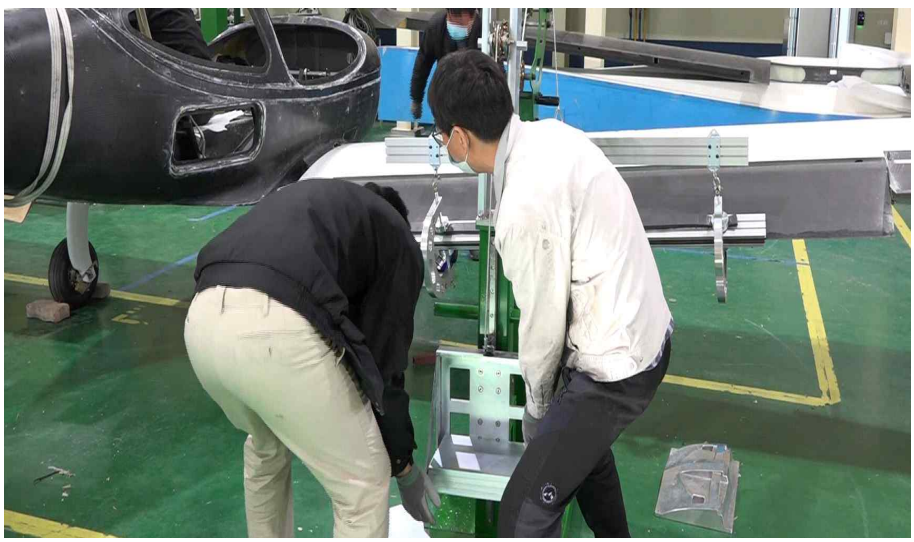
Left/Right Pedal, Load Factor = 1.05, Test Load = 60.73kg

7) Flap 시험

- 시험 하중과 결과

Flap Test Result

Direction of loading	Load Factor	Required Test Load(kgf)		Load Factor	Actual Test Load(kgf)		Pass/ Fail
		Right Pedal	Left Pedal		Right Pedal	Left Pedal	
Upward	1.0	40.2	40.2	1.0	40.2	40.2	**Pass**
Upward	1.25	50.2	50.2	1.32	52.9	52.9	**Pass**
Upward	1.5	60.3	60.3	1.56	62.8	62.8	**Pass**
Upward	1.875	75.4	75.4	1.88	75.6	75.6	**Pass**
Downward	1.0	40.2	40.2	1.0	40.1	40.1	**Pass**
Downward	1.25	50.2	50.2	1.32	52.9	52.9	**Pass**
Downward	1.5	60.3	60.3	1.56	62.8	62.8	**Pass**
Downward	1.875	75.4	75.4	1.88	75.6	75.6	**Pass**



Flap Upward, Load Factor = 1.0, Test Load = 40.2kg



Flap Upward, Load Factor = 1.32, Test Load = 52.9kg



Flap Upward, Load Factor = 1.56, Test Load = 62.8kg



Flap Upward, Load Factor = 1.88, Test Load = 75.6kg



Flap Downward, Load Factor = 1.0, Test Load = 40.2kg



Flap Downward, Load Factor = 1.88, Test Load = 75.6kg

8) 결과 및 분석

조종시스템은 입증시험은 Aileron, Elevator, Rudder, Flap의 각 조종시스템, Stopper 및 장착부에 대한 강도 및 강성이 경량항공기 기술기준의 요구도에 따라 적합함을 확인하기 위함이다.

극한하중배수는 복합재 구조물인 조종시스템 장착부에 대한 구조적 안정성을 확인하기 위해 극한 하중배수를 1.5에 재료 영향성 및 환경 영향을 고려한 1.25의 안전계수를 추가로 고려하여 1.875로 산정하여 수행했다.

시험수행 결과 제한하중에서는 재밍이 발생하지 않았으며, 과도한 마찰과 변형이 없고, Rigging 핀 재장착이 가능했다. 극한하중 시험후 영구적인 변형이나 파손이 없었고, 기능상 문제가 없이 작동하는 것을 확인했다.

따라서, Aileron, Elevator, Rudder, Flap의 각 조종시스템, Stopper 및 장착부는 경량항공기 기술기준 및 설계에 따른 요구도를 충족하여 KLA-100 조종시스템으로 적합할 것으로 사료된다.

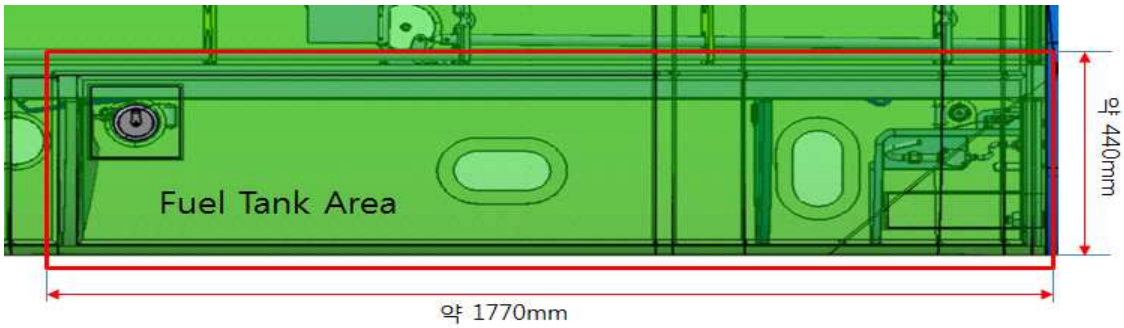
마. Fuel Tank Pressure Test

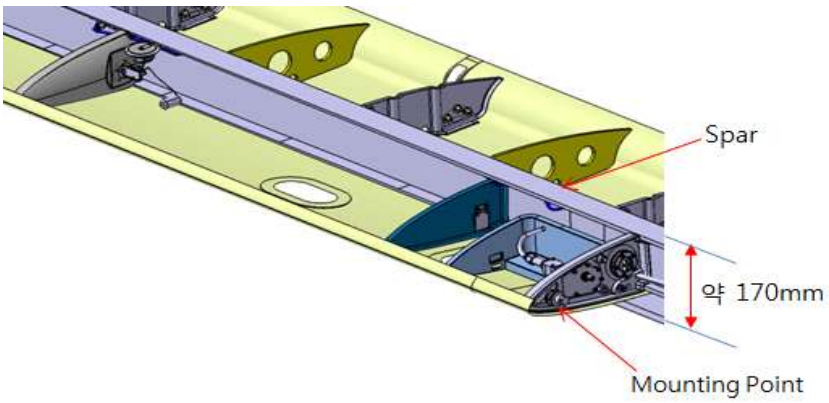
본 시험의 목적은 KLA-100 항공기의 만재된 연료탱크에 발생하는 압력에 견딜 수 있는 구조임을 확인함으로써 경량항공기 안전성 기술기준에 명시된 요구조건에 대한 적합성을 시험으로 입증하였다.

1) 요구도

- 경량항공기 비행안전을 위한 기술상의 기준 2.1.6.3 다. 연료탱크는 24.5kPa(3.55 psi)의 압력을 견디도록 설계되어야 한다.

2) 시험체 형상





연료탱크 Test Article



우측 연료탱크 내부



죄측 연료탱크 내부



그림 4 Fuel Cap

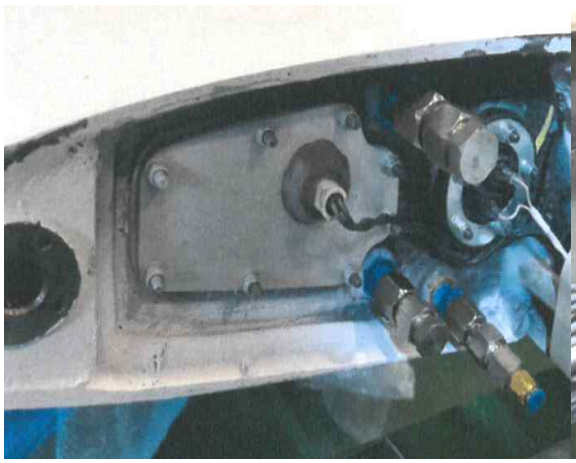


그림 5 Drain Valve

주익중 연료탱크부분만 주익 Lay-up Sequence에 따라 제작하고, 각 Sensor 및 Fitting을 장착하여 비행시제와 동일하게 구성한다.

3) 시험 구성

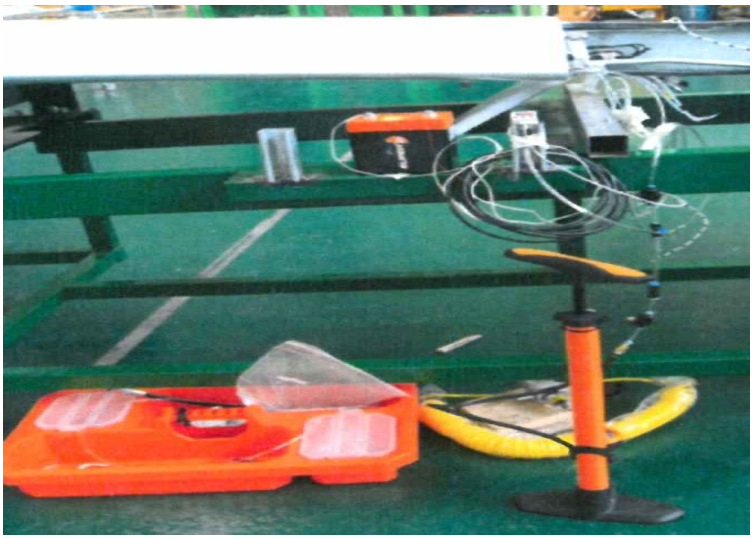
연료탱크 입/출력 Fitting은 plug fitting으로, 연료 주입구는 Fuel cap으로, Vent tube는 Choke를 이용하여 Closing 한다. Collector Tank의 연료 출력 Port에 가압 장비를 연결한다. 가압 장비는 압력센서와 체크밸브를 연결하고 에어레귤레이터로 압력을 조절 할 수 있도록 구성한다.



우측 연료탱크 Set-up



좌측 연료탱크 Set-up



Tool Set-up

4) 시험 및 결과

연료탱크 입/출력 Fitting, 연료 주입구 및 Vent tube를 Closing 하고, Collector Tank의 연료 출력 Port에 가압 장비를 연결한다.

연료탱크의 밀폐 상태를 확인하고, 에어 레귤레이터로 압력을 조절하며, 가압 시작한다.

가압한 후, 1분 뒤 압력이 24.5kPa 이상으로 일정하게 유지될 때부터 시간을 계측하여, 1시간 동안 압력을 유지하며, 누설 및 손상 발생 여부를 확인한다.



- 경량항공기 기술기준상의 요구도 24.5kPa 이상 압력에서 누설이 발생하지 않음.
- 육안검사를 통해 구조적 손상이 발생 없음을 확인.

연료탱크 압력시험은 최대한계 가속도에 의해 연료만재의 탱크에 발생하는 압력에 견딜 수 있음을 확인하는 것으로 경량항공기 기술기준에 명시된 24.5kPa의 압력에서 구조적 손상이 발생하지 않음을 확인했다. KLA-100의 연료탱크는 경령항공기 기술기준을 만족하여, 운용에 적합할 것으로 사료된다.

바. Fireproof Material Test

본 시험의 목적은 KLA-100 항공기의 방화벽이 경량항공기 기술기준에 명시된 요구조건에 대한 적합성을 시험으로 입증하였다.

1) 요구도

경량항공기 비행안전을 위한 기술상의 기준 “2.1.6.6 화재 예방 (다) 0.38mm 이상의 스테인리스 스틸 또는 0.46 mm (0.018 in.) 이상의 부식방지 처리된 연강 동등한 기능”의 대체 재료를 요구하고 있으나 경량항공기 기술기준에서는 구체적인 적합성 입증방안이 명시되지 않아 “KAS Part VLA의 1191 (f) (4) 방화벽 재료와 피팅은 최소 15분 동안 관통에 견딜 수 있어야 한다.”를 불연성 재료의 적합성 판단기준을 적용한다.

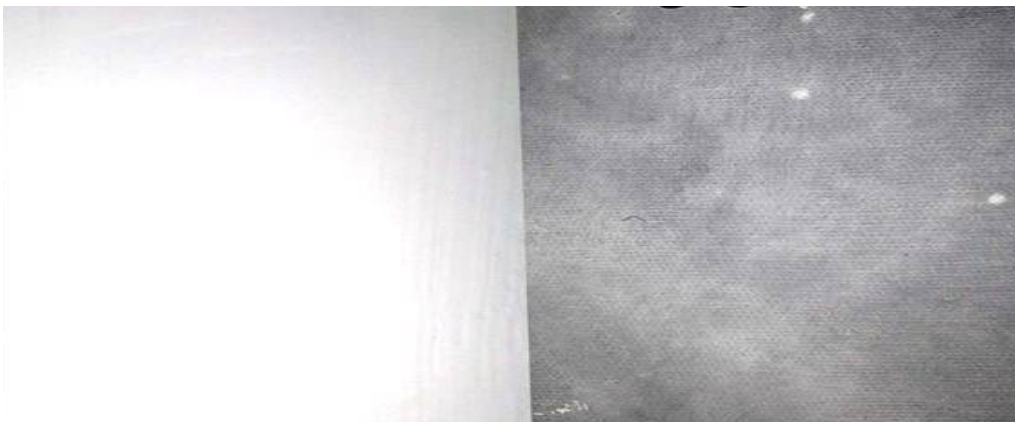
2) 시험체 형상

시험을 위한 방화벽 시편을 방화벽과 동일 한 재료의 내화성 레진 및 도료를 적용하여 제작하였다. 모든 시편의 크기는 270mm x 300mm ± 20mm 이며 Lay-up 패턴은 다음 표와 같다.

방화벽 시험편

Lay-up Sequence
Carbon fabric style 442 + EP940 + H285(±45°)
FoamAirex C70.75 5mm
Carbon fabric style 442 + EP940 + H285(±45°)
Fiber Glass 92110 + EP940 + H285(±45°)
Paint Burn barrier N46081(6layers)

내화 페인트 또한 제조사에서 제시한 6layers 규정을 준수하여 적용했으며, 방화벽과 시편이 동일함을 확인하였다.



방화벽 시험편

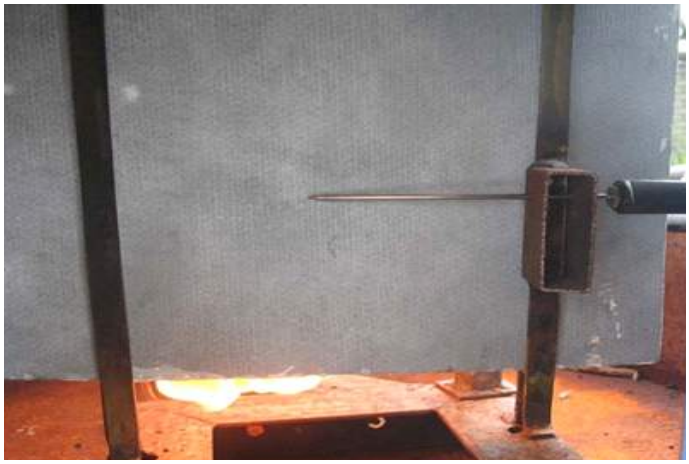
3) 시험 구성

테스트를 위해 필요한 온도를 얻기 위해 가스 버너를 사용하였다. 화염 중앙에서 측정 된 화염 온도는 1075℃ - 1125℃로 유지하도록 구성하고, 화염 온도는 고온용 표면온도계 TC-400A에 연결된 온도센서를 사용하여 확인함.

시편의 화염부는 둥근 형태로 고온 화염 영역의 치수는 약 15~25mm 이다. 시편에 화염부

면적은 면적 $= \frac{\pi \times 직경^2}{4} = \frac{\pi \times 15^2}{4} = 176mm^2$ 으로 요구도인 169㎟를 만족하도록 구성함.
연소시간, 온도, 시편 뒤쪽(조종석 내부)온도를 계측하고 기록하며 15분 동안 화염 적용.

4) 시험



화염 적용 1분 이내, 시편 뒤쪽(조종실 내부)

Test time (Min)	Temperature (° C)		Notes
	Fire side	After side	
<1	1080 ~1125	0	- 방화용 페인트의 손상이 발생하기 시작.



화염 적용 1~5분, 시편 화염 부위



화염 적용 1~5분, 시편 뒤쪽(조종실 내부)

Test time (Min)	Temperature (° C)		Notes
	Fire side	After side	
1 ~ 5	1080 ~1125	60.9	- 2분내 방화 페인트의 급속한 팽창 변형 발생. - 시편 뒤쪽면의 변색 없음.



화염 적용 6~10분, 시편 화염 부위



화염 적용 6~10분, 시편 뒤쪽(조종실 내부)

Test time (Min)	Temperature (° C)		Notes
	Fire side	After side	
6 ~ 10	1080 ~1125	54.4	- 방화 페인트의 팽창 발생부위 상에 파열은 발생하지 않음. - 시편 뒤쪽면의 변색 없음.



화염 적용 11~15분, 시편 화염 부위

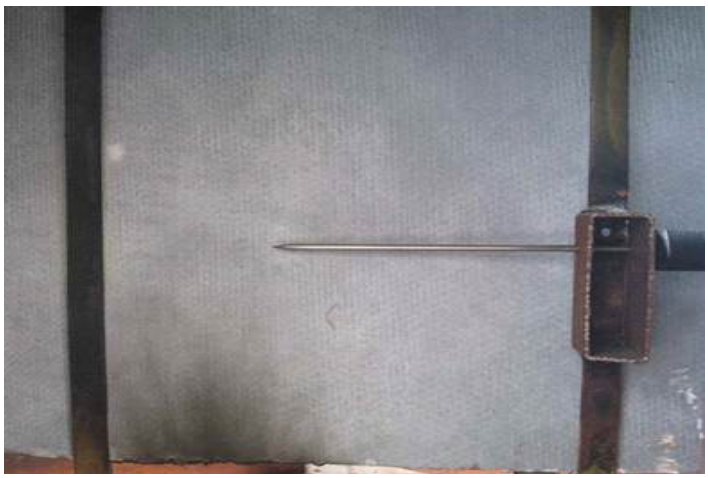


화염 적용 11~15분, 시편 뒤쪽(조종실 내부)

Test time (Min)	Temperature (° C)		Notes
	Fire side	After side	
11 ~ 15	1080 ~1125	64.2	- 팽창된 방화 페인트 유지. - 부분적으로 방화 페인트의 팽창 발생부위 상에 파열 발생. - 시편 뒤쪽면의 변색 없음.



15분 초과, 시편 화염 부위



15분 초과, 시편 뒤쪽(조종실 내부)

Test time (Min)	Temperature (° C)		Notes
	Fire side	After side	
>15	30	30	- fabric 및 resin은 부분인 층각 박리 및 연소로 인한 손상 발생. - 화염부의 폼은 연소되어 손상 발생. - 시편 뒤쪽면의 변색 발생.



팽창된 페인트 제거건 화염부위 시편



팽창된 페인트 제거후 화염부위 시편

5) 결과

팽창된 내화페인트 제거 후 시편을 검사한 결과 관통되지 않았다. 따라서 상위 기준인 KAS Part VLA 1191(f) 요구도를 만족하므로 경량항공기 기술기준을 충족하는 것으로 간주할 수 있다. 이로 KLA-100 방화벽은 내화 구조로 적합함을 확인했다.

상기 각 계통 적합성 입증 시험을 통하여 착륙장치, 조종시스템, 연료시스템, 방화벽 재료등이 경량항공기 비행 안전을 위한 기술상의 기준을 준수하고 있음을 확인할 수 있다.

8. 지상시험

가. 개요

1) 대상항공기 및 기간

KLA-100 Prototype 001 : 2016.12.~2017.1.(사천 KCI)

KLA-100 Prototype 002 : 2017.2.~4.(항우연 고흥 항공센터

2) 개발요구도 근거

근거문서	요구도 항목	시험 항목	비고
경량항공기 비행안전을 위한 기술상의 기준 (국토부 고시 2014-418)	비행, 구조, 설계 및 제작, 동력장치, 요구장비, 운영제한과 정보, 제품 수락	35	
감항분류가 경비행기(Very Light Airplane) 류인 비행기에 대한 기술기준 (국토부 고시 2010-286)	프로펠러 여유간격	1	
운항기술기준 (국토부 고시 2016-769)	휴대용 소화기, 구급, 비상의료 용구, 개인 부양장비	3	
동급항공기(CTLS) 요구도	Aircraft leveling, 연료, Wheel, 비행조종계통, Pitot leak	8	자체추가
KLA-100 체계규격서 및 세부계통 규격서	체계규격서, 비행조종규격서, 항공전자 및 전기계통 규격서	11	자체추가

3) 지상시험 항목 및 검증방법 [성과물 : 지상시험 결과 보고서 참조]

순번	시험구분	시험항목	검증방법	Power	시험결과
1	중량 및 평형 측정	2	5	off	Pass
2	항공기 검사	16	1/7	off	Pass
3	PVI 검사	1	7	off	Pass
4	엔진계통 성능시험	3	5	On/Off	Pass
5	Propeller 작동시험	2	5	On/Off	Pass
6	연료계통 작동시험	8	5/7	On/Off	Pass
7	조종실 난방, 환기시험	4	1/5/7	On/Off	Pass
8	비행조종계통 작동시험	7	5/7	On/Off	Pass
9	착륙계통 작동시험	5	5/7	On/Off	Pass
10	항공전자계통 작동시험	7	5	On	Pass
11	전기계통 작동시험	3	5	On	Pass
계		58			
검증방법 : 1(문서확인), 5(지상시험), 7(검사/시현)					

9. 비행시험

가. 개요

1) 대상항공기 및 기간

O KLA-100 Prototype 002 : 2017.4.~11.(항우연 고흥항공센터)

O 총 비행 횟수 : 125 sortie (116 시간)

2) 개발요구도 근거

근거문서	요구도 항목
경량항공기 비행안전을 위한 기술상의 기준 (국토부 고시 2014-418)	제2장 타면조종형 비행기의 안정성인증 기술기준 2.1.3. 비행
KLA-100 체계규격서 및 세부계통 규격서	체계규격서, 비행조종규격서, 항공전자 및 전기계통 규격서

3) 비행시험 항목 및 검증방법 [성과물 : 비행시험 결과 보고서 참조]

순번	시험구분	시험결과
1	활주 & 초도비행	Pass
2	동정압 보정시험	Pass
3	영역 확장	Pass
4	성능 시험	Pass
5	조종성/ 안정성 시험	Pass
6	실속 시험	Pass
7	스핀 시험	Pass
8	플러터 시험	Pass

나. 비행시험 계측 장비

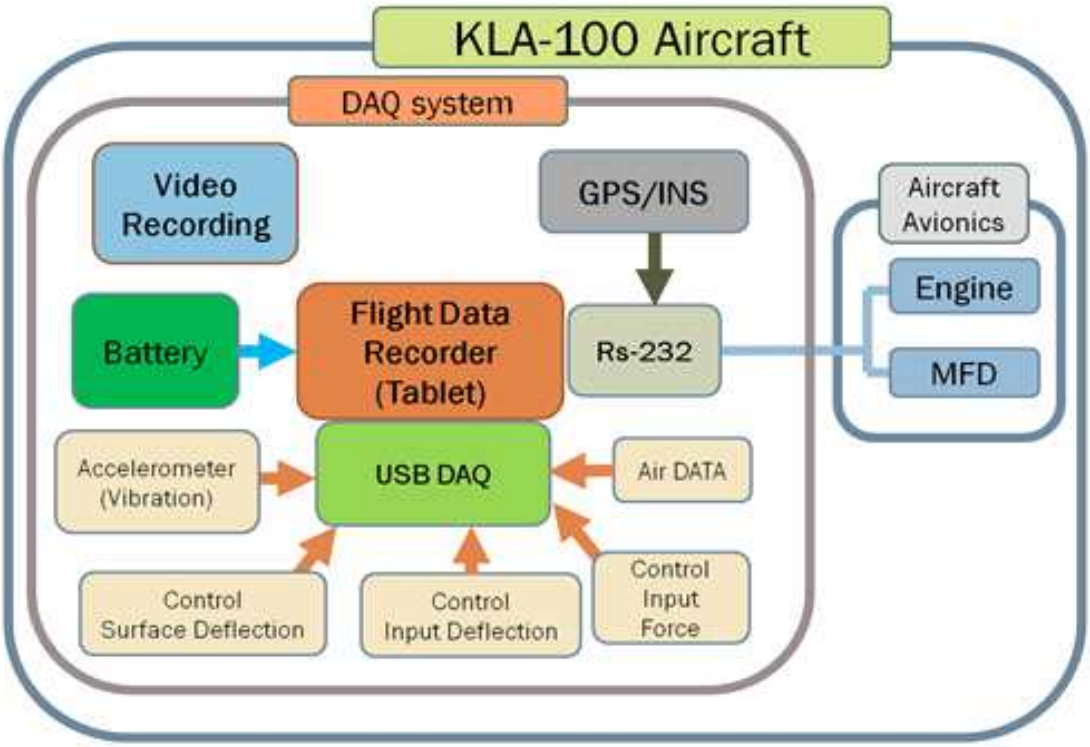
KLA-100 비행시험을 위해 다음과 같은 계측 시스템을 구성하였다. 신호는 Analog 신호를 계측하는 USB-DAQ 장비와 RS-232 신호를 변환하는 RS-232 컨버터를 통하여 수집되고, 각 장비는 Windows 기반의 타블렛 PC 에 연결되어 수신된 신호를 변환, 저장하고 표시한다. 타블렛 PC 는 비행기의 기동 중에도 안정적으로 작동이 가능한 MIL-STD-801G 와 IP65 의 환경 조건을 만족하는 제품이다.

계측 소프트웨어는 NI 사의 LabVIEW 를 사용하여 계측 신호를 변환 및 저장하였고 조종사의 요구에 따라 실시간 데이터를 나타내도록 구현되었다.

USB-DAQ 장비는 아날로그 80 채널(차동 40 채널)을 250Ks/sec 속도 및 16bit 정밀도로 측정이 가능한 제품으로 각종 아날로그 센서의 신호를 변환하는 역할을 한다. 본 비행 시험에서는 36Ch 의 아날로그 신호를 1000 Hz 의 속도로 계측을 한 후 100Hz 로 줄여서 저장을 한다. 진동을 측정하기 위한 가속도 센서는 1000Hz 의 속도 계측된 데이터를 별도의 파일로 저장한다.

RS-232 컨버터는 RS-232 신호를 USB 를 통하여 PC 로 전송하는 역할을 하여 GPS/INS 장비와 비행기의 MFD 의 신호를 받아 들이는 역할을 한다. 최대 전송 속도는 115,200bps 로 통신하도록 설정하였다.

전체 시스템은 배터리로부터 전원을 공급받고 비행기 내부 항전시스템과는 데이타 통신 이외에 모두 독립적으로 구성되어 있다.



계측장비는 비행기 오른쪽 좌석에 다음 그림과 같이 장착되어 있다.



비행기 시험을 위해 장착되는 계측 센서는 다음 표와 같다. 각각의 센서는 비행기의 상태를 수집하여 전기 신호로 변환하여 계측장비와 연결되도록 구성되어 있다. 영상 촬영장비는 단독으로 구성되어 비행시험 과정을 기록하도록 되어 있다.

No.	장비명	측정항목	사진
1	GPS/INS 장비	비행기 위치, 속도, 자세 정보	
2	Air Data Boom	비행기의 동/정압, AoA,AoS	
3	차압/정압 센서	비행기의 동압 및 정압	
4	Stick force Sensor	조종 스틱에 입력되는 힘	
5	Pedal force sensor	러더 페달에 입력되는 힘	
6	Potentiometer	회전 변위 센서 (조종면 변위 측정)	
7	String pot	선형 변위 센서 (조종면 변위과 조종 입력 측정)	
8	가속도센서	진동 측정용	
9	Action Cam	영상 촬영 장비	

다. 비행시험 수행

1) 활주 및 초도 비행

O 활주 시험

- 기간 : 2017.5.24 ~ 6.14
- 시험 내용 및 결과
  - o 엔진 상태 점검 : 점검 결과 양호
  - o 조종계통 점검 : 점검 결과 양호
  - o 항전 계통 점검 : 정상 작동

O 초도 비행

- 기간 : 2017. 6. 20
- 시험 내용 및 결과
  - o 최대 80knot/ 2,000ft 범위에서 초도 비행수행
  - o 조종성/안정성 점검

O 조정 비행

- 기간 : 2017. 6. ~ 8.

- 시험 내용 및 결과

o 수평 꼬리날개 받음각 조정 작업 : HT 붙임각 : -1도

o 엔진 지상 최대 회전수 조정 : 4800RPM => 4550 RPM

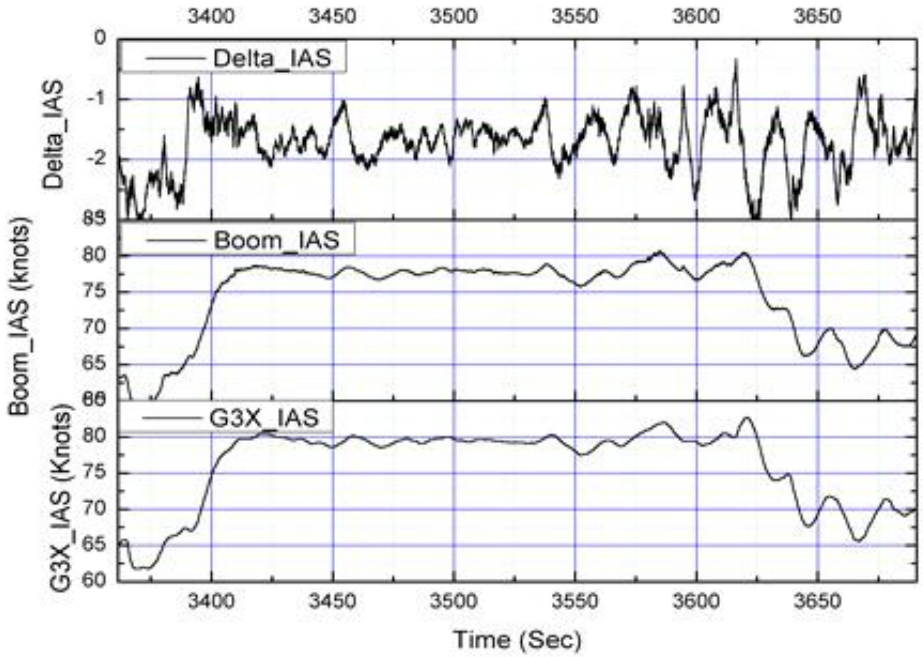
2) 동정압 보정시험

O 동정압 보정

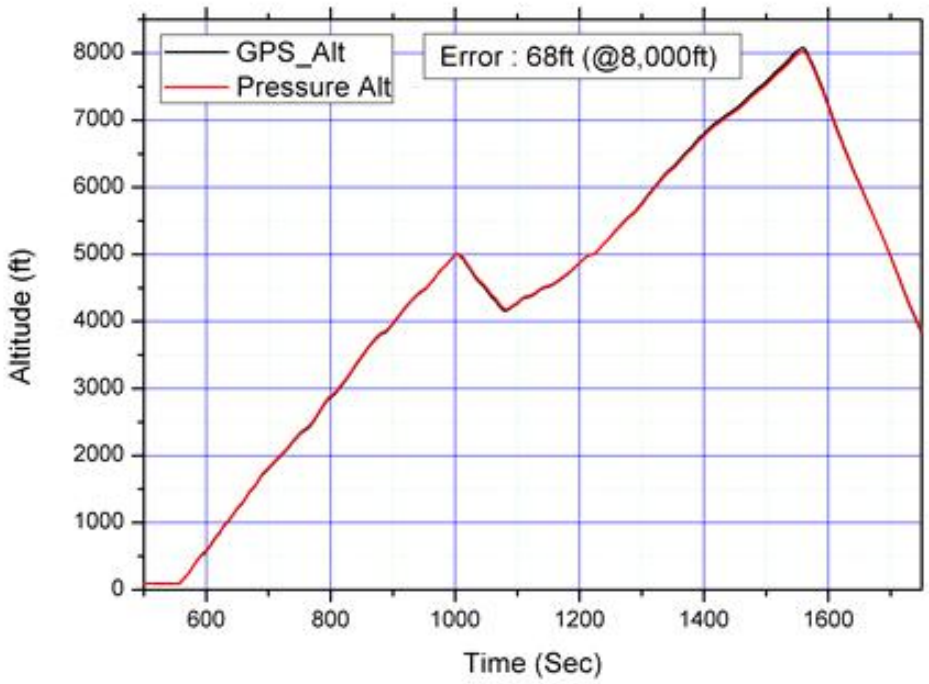
- 기간 : 2017. 7.

- 시험 내용 및 결과

o 비행기에 탑재된 대기속도/고도 지시장비를 계측장비를 이용하여 보정



속도계 보정



고도계 보정

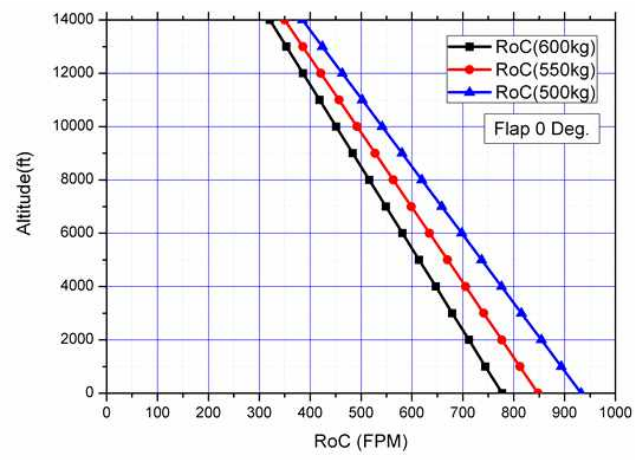
3) 영역 확장

- 기간 : 2017. 7~8.
- 시험 내용 및 결과
  - o 비행기의 확장된 운영 영역에서 안정성과 조종성 확인
  - o 중량 : 537 ~ 608kg
  - o CG : 27~ 37% MAC
  - o 속도 : 50~97knots
  - o 고도 : 7,000ft
  - o 플랩 : 0 ~ 35도

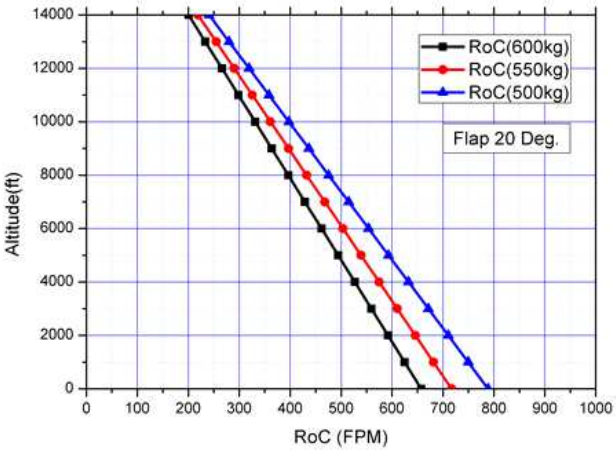
4) 성능 시험

O 상승 성능

- 기간 : 2017. 8 ~ 11
- 시험 내용 및 결과
  - o 속도 : 50~75knots IAS
  - o 고도 : 2000ft /7000ft
  - o 플랩 : 0도/ 20도
  - o 최대 상승 고도 및 상승 성능 점검 : ~14,000ft



상승률(@ Flap 0도)



상승률 (@Flap 20도)

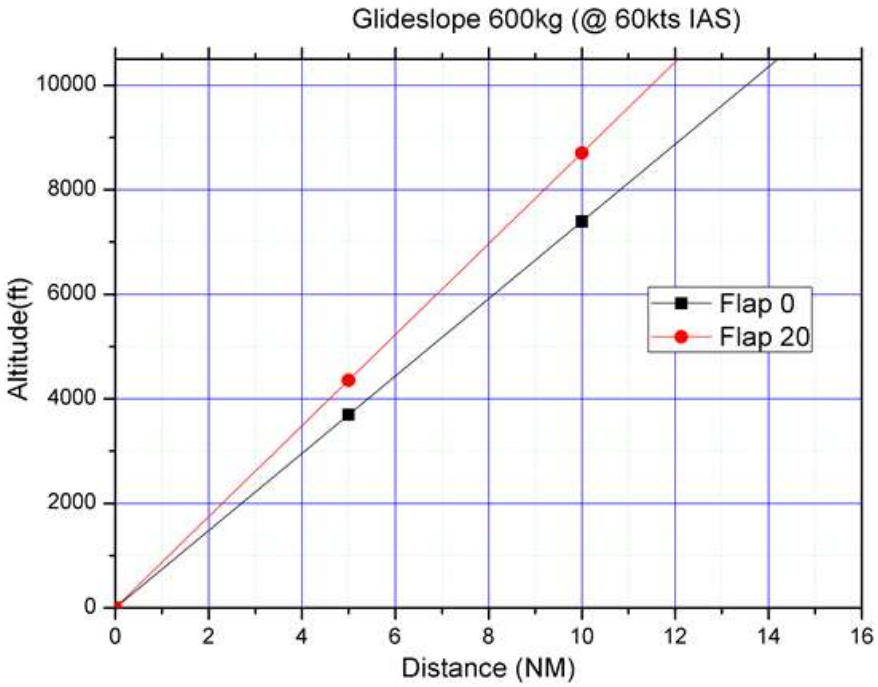
O 순항 성능

- 기간 : 2017. 10.20
- 시험 내용 및 결과
  - o 출력에 따른 수평 비행 속도와 연료소비율 측정
  - o 고도 : 2000ft/ 7000ft

Alt (ft)	IAS (kts)	RPM	Fuel flow (liter/h)	TAS (kts)	TAS (kph)	Endurance (hr)	Range (km)
2000ft	90	5170	13.1	93	172	8.0	1369
	80	4706	10.9	83	153	9.8	1495
	70	4300	9.5	72	134	11.3	1510
	60	3936	7.8	62	115	14.0	1600
7000ft	90	5675	15.8	100	186	6.5	1211
	80	5177	12.6	89	165	8.3	1376
	70	4658	10.0	78	144	10.7	1542
	60	4127	8.1	67	124	13.4	1653

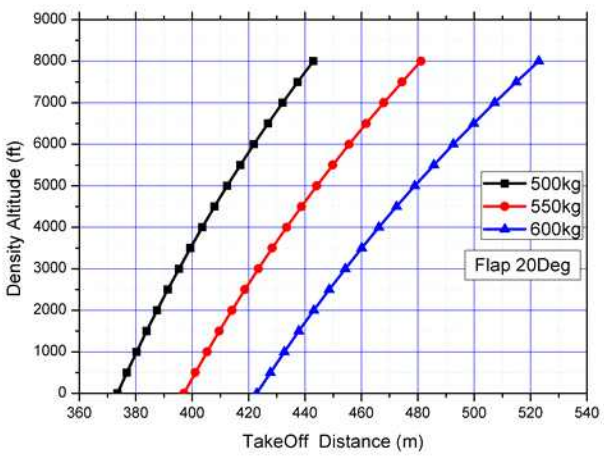
O 활공 성능

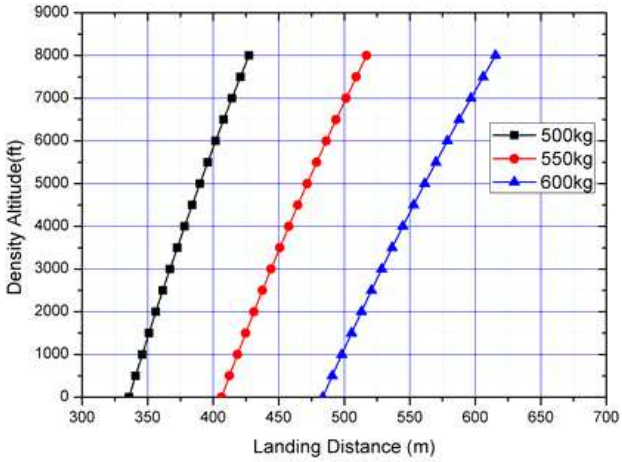
- 기간 : 2017. 6~ 11
- 시험 내용 및 결과
  - o 비행기의 이륙/착륙 거리 측정



O 이착륙 성능

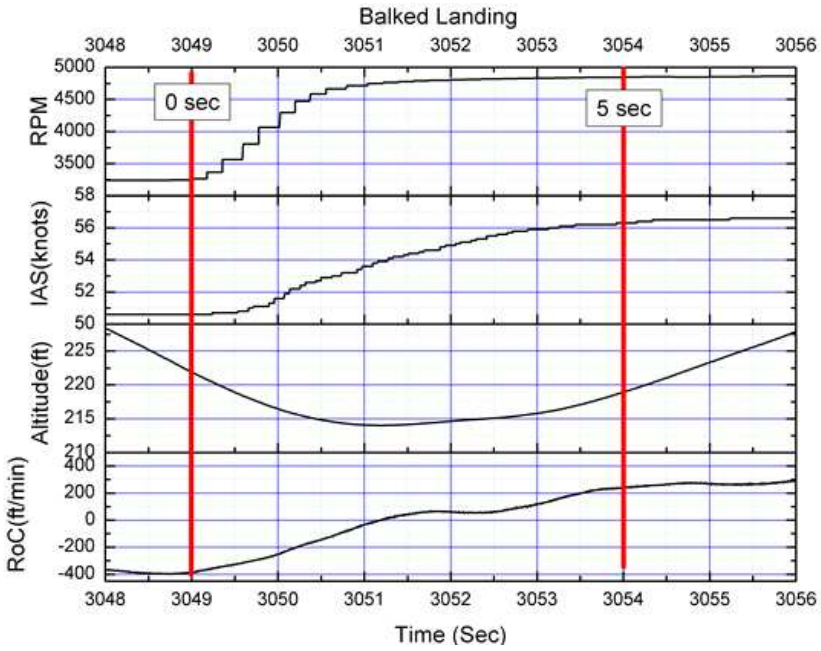
- 기간 : 2017. 6~ 11
- 시험 내용 및 결과
  - o 비행기의 이륙/착륙 거리 측정





O 보오크 착륙

- 일시 : 2017.10.25
- 시험내용
  - o 착륙 포기 및 상승 성능 시험 만족



O 프로펠러 속도와 피치 한계

- 기간 : 2017.8~ 11월
- 시험내용
  - o 스로틀 최대 상태에서 0.9 Vh 비행시 엔진 회전수 5800RPM 이하 만족
  - o 스로틀 닫은 상태에서 Vne 활공시 엔진 회전수 6050RPM 이하 만족

5) 조종성/ 안정성 시험

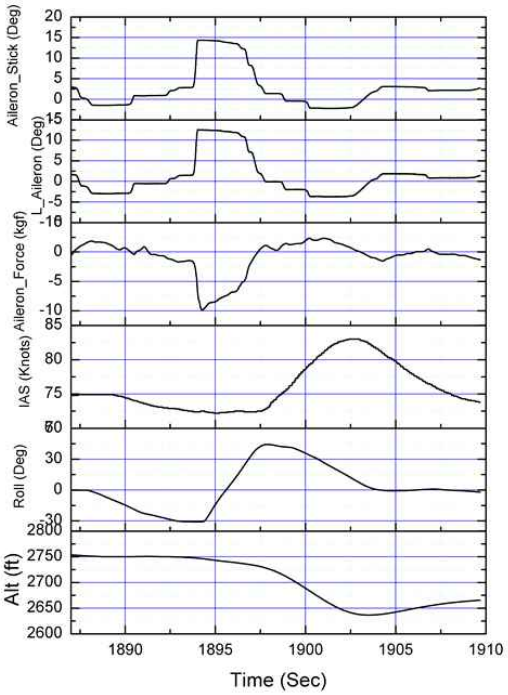
O 조종성 비행시험

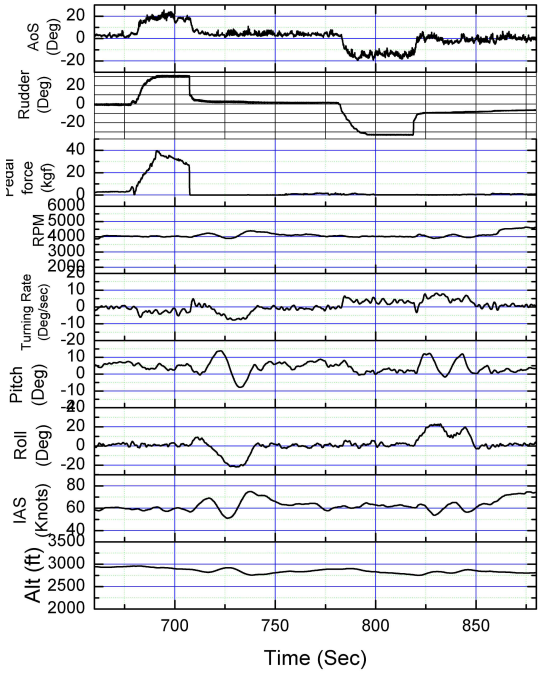
- 기간 : 2017. 9~ 10월
- 시험내용
  - o 조종력 기준치 이내 만족

o 기수내림 증속 만족

o 조종력 역전 현상 없음

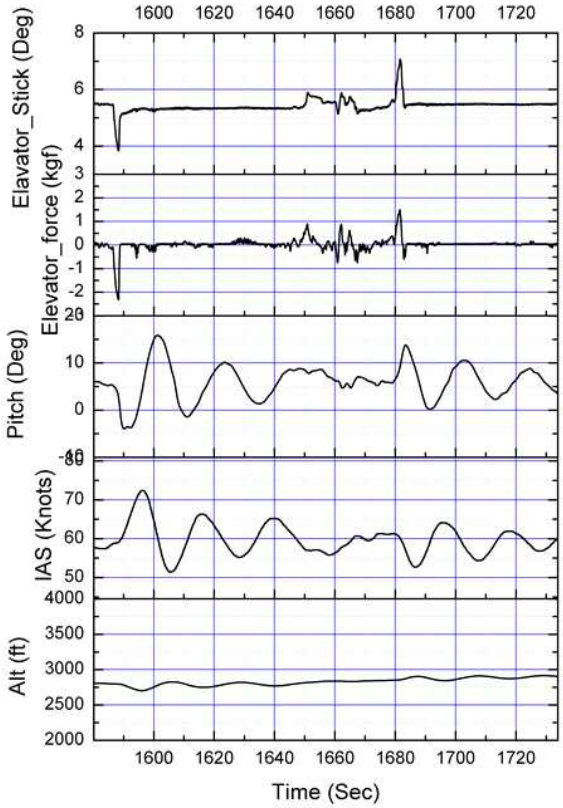
o 조종성 양호

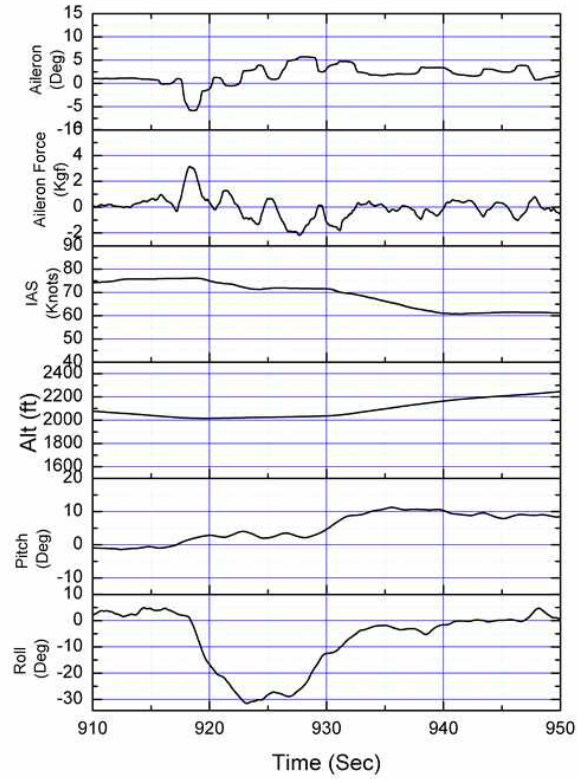




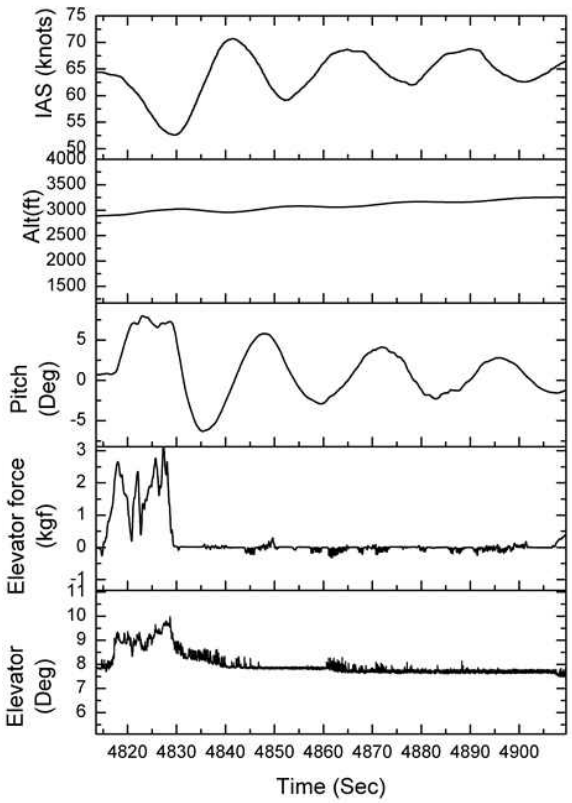
O 안정성 비행 시험

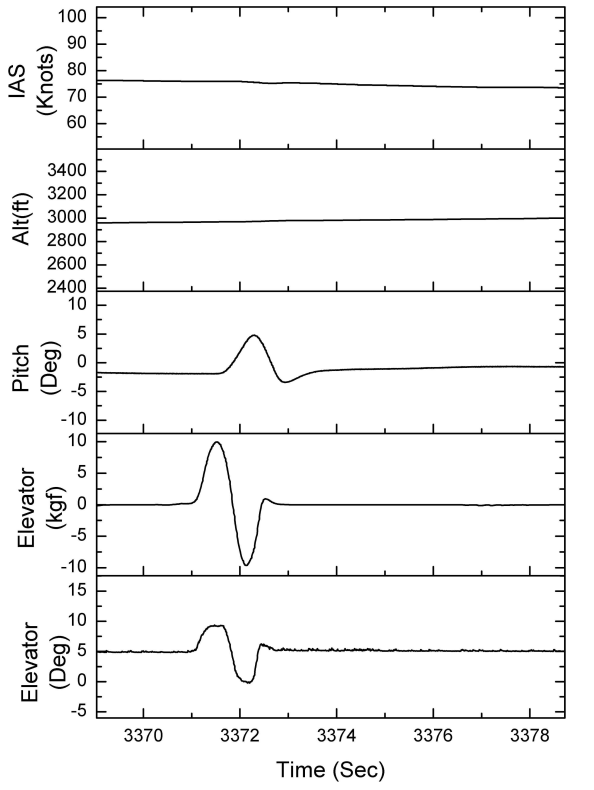
- 기간 : 2017. 9월 ~ 11월
- 시험내용
  - o 정적 세로 안정성
  - o 정적 가로 안정성





o 동적 안정성(장주기, 단주기, Dutch Roll)





o 측풍 한계 시험(이착륙) : 16knots 에서 이착륙 가능

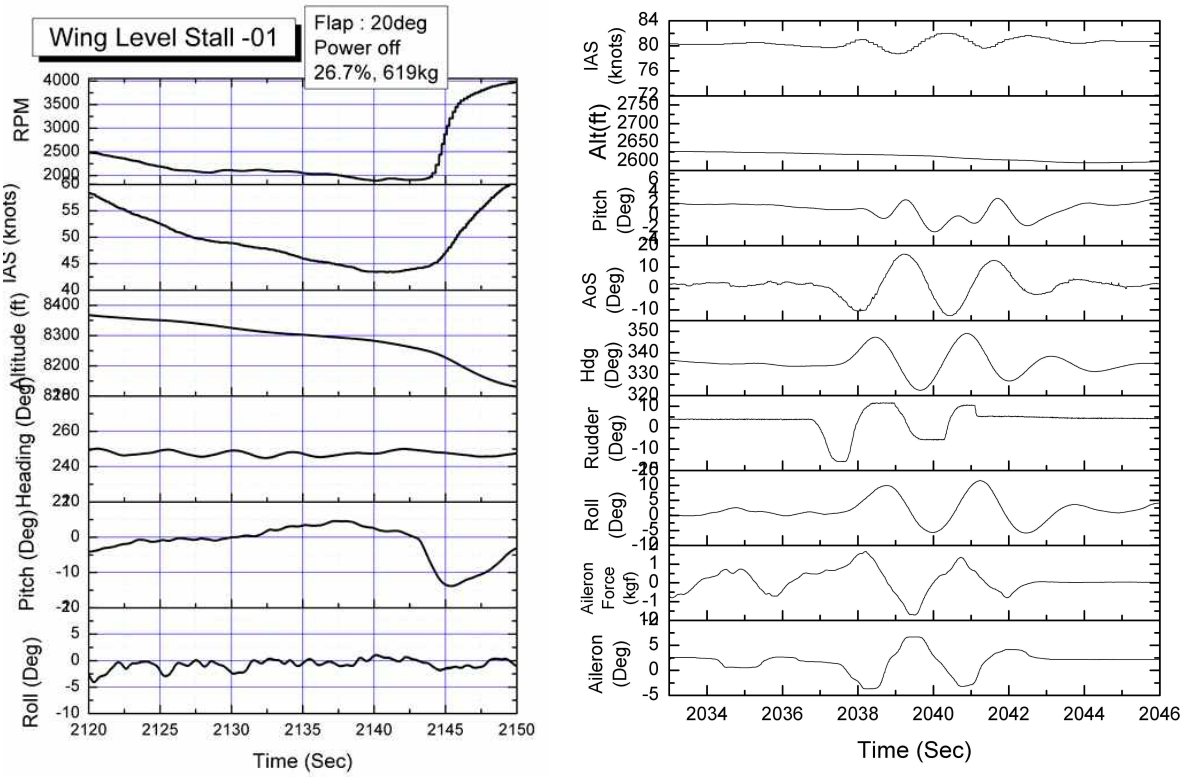
6) 실속 시험

O 수평 실속 속도 및 특성

- 기간 : 2017. 8월 ~ 11월
- 시험내용
  - o 고도 : 5000ft 이상
  - o 중량 : 600kg 이상
  - o CG : 27% => 33.1%
  - o Flap : 0도/ 20도
  - o Power : Idle/ 75%

O 선회 실속 및 가속화된 선회 실속 특성

- 기간 / 횟수 : 2017. 8월 ~ 11월
- 시험내용
  - o 고도 : 5000ft 이상
  - o 중량 : 600kg 이상
  - o CG : 27% => 31.7%
  - o 선회 실속 / 가속화된 선회 실속
  - o Flap : 0도/ 20도
  - o Power : Idle/ 75%
  - o Turning Direction : Left/ Right



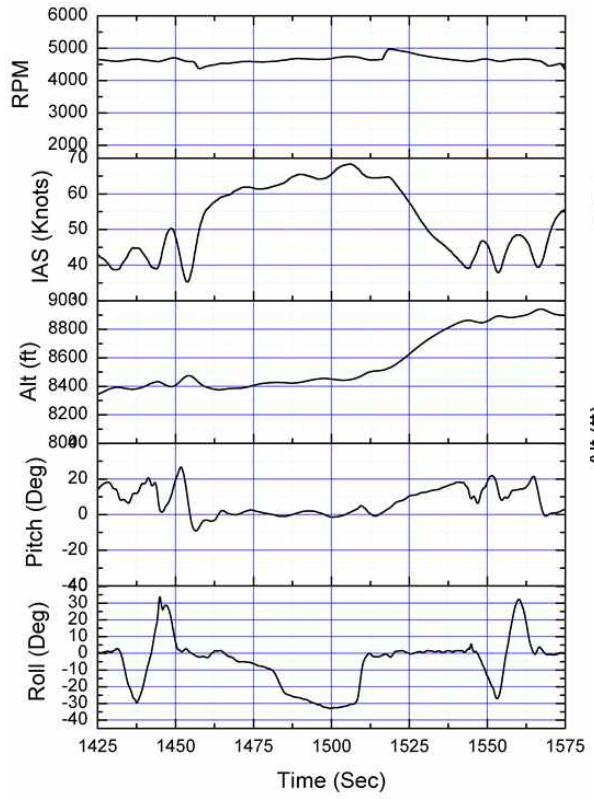
O 전체 실속 시험 중에서 불안전한 특징이나 조종력 상실 없이 안전하게 실속에서 회복되는 특성을 보였다.

7) 스핀 시험

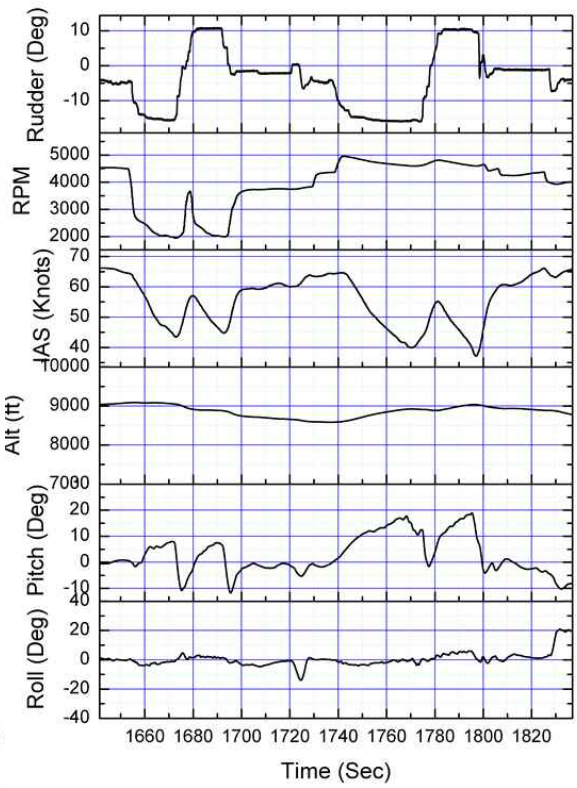
O 스핀 특성 (Spin Resistance Test)

- 기간 : 2017. 11월
- 시험조건
  - o 고도 : 7000ft 이상
  - o 중량 : 600kg 이상
  - o CG : 27% => 31.7%
  - o Flap : 0도/ 20도
  - o Power : Idle/ 75%
  - o Turning Direction : Left/ Right
- Spin Resistance Test =

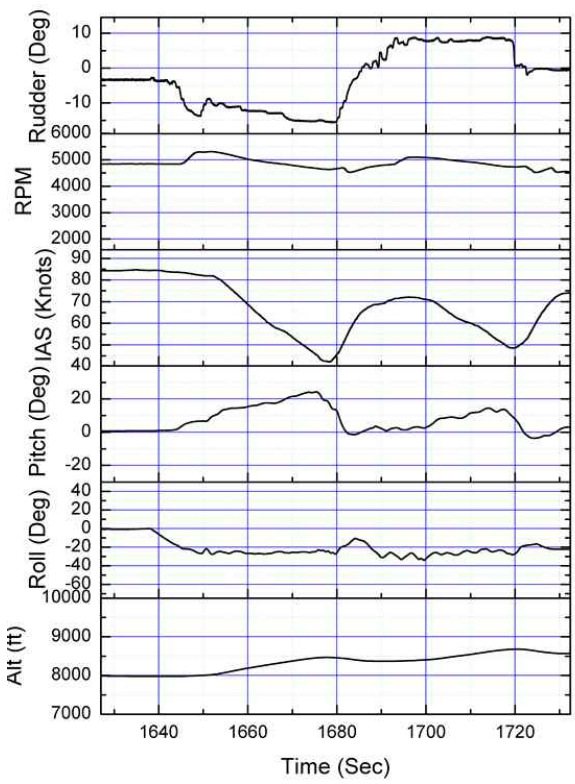
o Roll reverse Stall



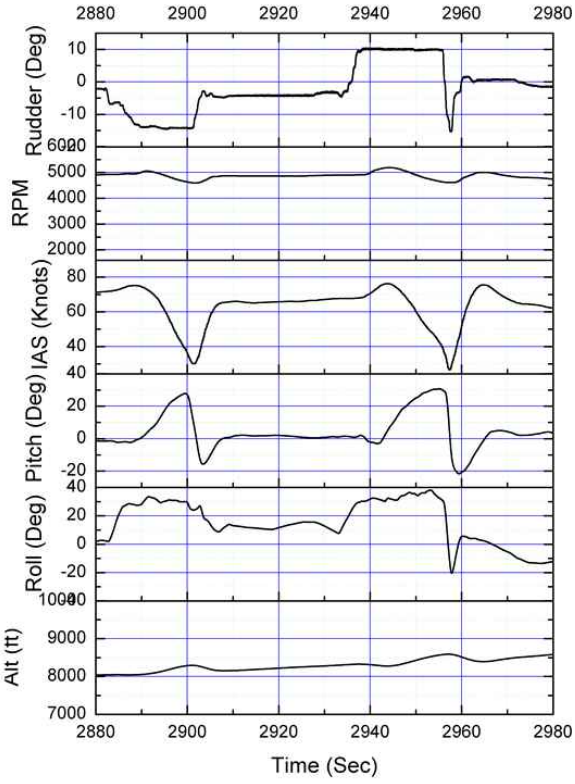
o Uncoordinated Wing Level Stall



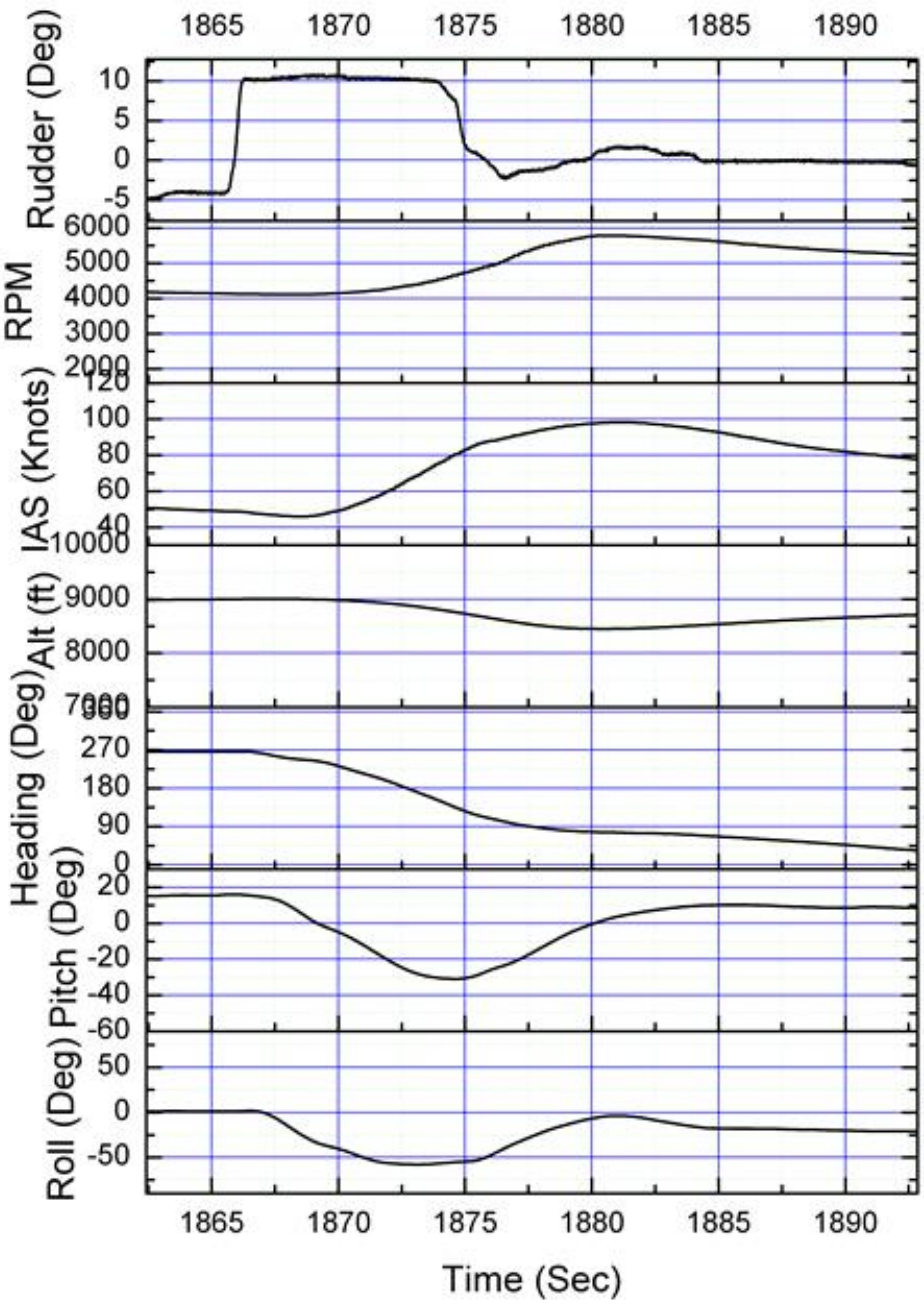
o Uncoordinated Turning Stall



o Accelerated Uncoordinated Turning Stall



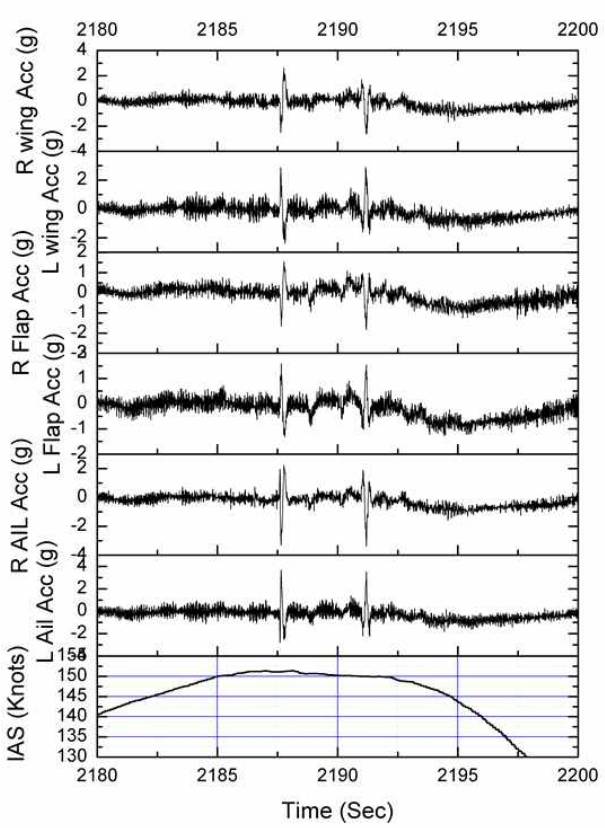
o Rudder Abuse



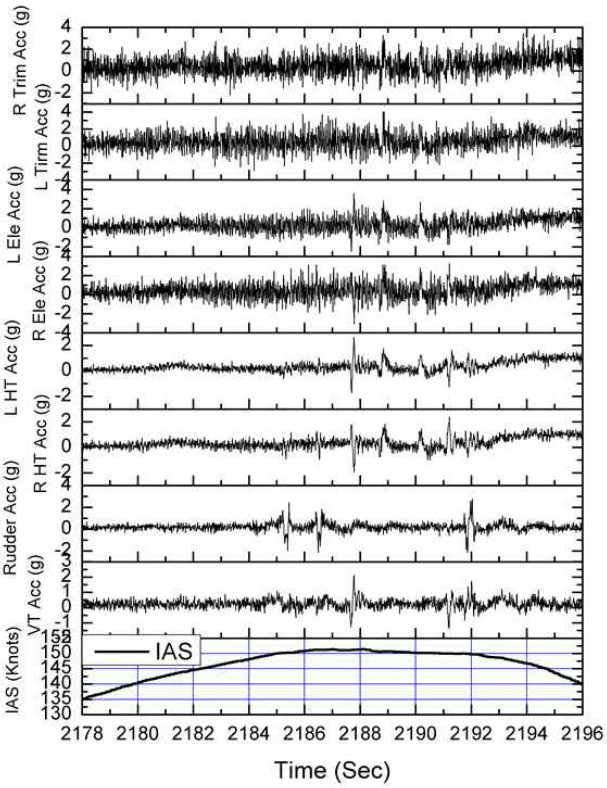
위와 같은 스핀 시험을 통하여 KAL-100 항공기는 Spin Resistance Aircraft임을 입증하여다.

8) 플러터 시험

- 기간 : 2017. 11월 22~24
- 시험내용
  - o 속도 : 80knots = > 151 knots IAS
  - o 고도 : 8,000ft 이상
  - o Aileron, Elevator, Rudder에 대해 조종사가 임펄스 방식의 조종입력
  - o 151Knots 까지 플러터 현상 없이 잘 감쇄되었음을 입증하였다.



O 주날개의 진동



O 꼬리날개의 진동 신호

9) 활주로 요구도 분석

- 비행시험 기간 중 최대 16노트의 측풍에서 착륙 demonstration 수행
  - o 전체 125소티의 비행시험 기간 중 활주로 노면에서 측면 돌풍에 의해 최대 4미터 이내의 옆 미끄러짐 발생하였으나 항공기 조종 및 안전한 착륙 가능하였음
- 이착륙장 설치 및 관리기준
  - o 활주로 폭: 포장 6미터, 비포장 10미터 이상
  - o 안전구역: 10미터 이상
  - o 이착륙장 내 격납고 등 고정시설은 활주로 중심선으로부터 최소 15미터 이상 이격하여 설치

- KLA-100 활주로 요구도
  - o KLA-100 주륜 폭 2미터 (항공기 중심선 기준 좌우 각 1m)
  - o 비행시험 결과에 따른 4미터 이내의 옆 미끄러짐 고려 시 좌우 5m씩 총 10미터 이상의 활주로가 이착륙(특히 착륙) 시 적합하다고 판단되나 의무적인 사항은 아님
  - o KLA-100 POH에 비행시험 시 시연되었던 16노트의 측풍 착륙을 착륙 시 측풍 제한조건으로 명기하였음

10. 인증

가. 안전성 인증 획득

1) 안전성 인증 신청 개요

가) 신청 대상: KLA-100 비행시제 #2호기

- 엔진: 제작사 / 오스트리아 BRP-ROTAX 사, 모델 / Rotax912 iSc3,
  출력 / 최대 100 마력 @ 5,800 rpm
- 프로펠러: 제작사/독일 MT Propeller사, 모델 / MTV 34-1A 170/200
  Wood Epoxy Composite 3 Blades, Constant Speed



.

나) 신청자 일반사항

- 신청자 성명 : 대표이사 서기만
- 신청자 주소 : 경기도 수원시 권선구 산업로 155번길 281
- 항공기 감항 분류 : 경량항공기(Light Sport Aircraft)
- 항공기 모델 : KLA-100
- 제작자 : ㈜ 베셀
- 제작자 주소 : 경기도 수원시 권선구 산업로 155번길 281

2) 과제 개요

가) 항공기 운용개념 및 성능

안전성인증 대상 KLA-100항공기는 조종사 포함한 2인승으로, 운용한계는 비곡예 비행 및 주간 시계비행(VFR : Visual Flight Range) 레저/스포츠용 경량항공기로 운영한다.

KLA-100 항공기의 최대이륙중량(MTOW)은 600kg이고, 최대추력은 100마력이며, 최대순항속도는 185km/h(100kts) 이상, 탑재연료 130L/100kts이상의 속도로 순항거리 1,400km이상, 6시간이상 비행가능하며, 주요성능은 다음[표 1]과 같다.

<KLA-100 주요 성능>

구 분	성 능
탑승인원	2명(side by side 2seats: 조종사 1명 포함)
추진형식(Engine)	단발, 불꽃점화식 4행정 피스톤 엔진
최대 추력(Max. Thrust Power)	100마력 @ 5,800rpm
최대 이륙중량(MTOW)	600kg(1,323 lbs)
최대 운용고도(Service Ceiling)	4,267m(14,000ft)
최대 순항속도(Cruise Speed) Vc	185km/hr(100kts)
상승률(Climb Rate)	3.4m/sec(with MTOW)
초과 금지속도(Never Exceed Speed) Vne	250km/hr(135kts)
설계 강하속도(Design Dive Speed) Vd	280km/hr(151kts)
실속속도(Stall Speed) Vso	80km/h(43kts)
제한운동 하중계수(G-limit)	-2.0 < G < +4.0
연료용량	65L X 2EA = 130L
항속거리(ⓦ MTOW 600kg)	1,517km(819NM)
비행시간(ⓦ MTOW 600kg)	6시간 이상(130L 연료/속도 100kts 이상)
이륙거리(ⓦ MTOW 600kg)	424m 이내
운항방식 제한조건 (Type of Operation Limitations)	시계비행방식(Visual Flight Rules)
	비곡예 비행(Non-Acrobatic Flight)
	주간운용(Day Operations)
	결빙상태 비행금지

나) 항공기설계특성

<KLA-100 설계특성>

구 분	기 술(Description)
구조/재료	▶ 기체형상 - 일반형상: Conventional Configuration, - Composite Sandwich 구조. 상온성형용 Wet Lay Up 성형공법 ▶ 주익(Main Wings) - 저익형 날개, 주익 후류 영향 감소를 위한 Winglet 적용 ▶ 꼬리날개(Tail Wing) - 실속 회복 능력이 우수한 일반형상의 꼬리 ▶ 문(Door): Canopy 1, Baggage Side Door 2
비행조종	조종간에 의한 통상적인 기계식 조종시스템 ▶ 주 조종 장치(Primary Controls) - 이중 조종 장치(Dual Control Stick) - Aileron(Roll/Lateral)과 Elevator(Pitch/Longitudinal)는 Rod로 연결된 Control Stick으로 조종 - Rudder(Yaw)는 Cable로 연결된 Pedal로 조종 ▶ 부 조종 장치(Secondary Controls) - Flap(이착륙 위한 Extra Lift): Electric Actuator와 연결된 Flap Controller로 제어 - Elevator Trim: Electric Actuator와 연결된 Rocker Switch로 제어
착륙계통	3륜 고정식(Tricycle, Fixed) 착륙시스템 ▶ 착륙장치 배열 및 충격 흡수 장치(Shock Absorption) - 전륜: Nose Landing Gear + Steering, Cylindrical Absorber - 주륜: Main Strut(Composite Leaf Spring)에 2 Single-Wheel Gears ▶ 제동장치(Break): Hydraulic Disk Brake, 주륜에 장착
동력장치	▶ 엔진 - 모델: Rotax 912iS Sport/오스트리아 BRP-Powertrain - 형식: 4-Cylinder, 4-Stroke, Liquid-Air Cooled - 연속출력: 93 HP(69 kW) @ 5,500RPM(최대출력 100hp @ 5,800rpm) - 사용연료: MOGAS 옥탄가 95%이상 ▶ 프로펠러 - 모델: MTV-34-1-A/170-200/독일 MT Propeller Entwicklung - 형식: 3 Blades, Ground Adjustable Propeller - 재질: Composite with Fiber Reinforced Epoxy Cover - 회전속도: Max 2,560RPM(ENG Gear Ratio 2.43:1) - Driving Power: Max 115 HP(86 kW) - 인증: EASA TC No. P.049 Issue (2013.05.) ▶ 일체형 연료탱크(Integral Fuel Tank) - Integral 타입의 좌/우 날개 내장탱크(65 L × 2EA = 130L) - 전기 압력펌프에 의한 Injection Type 연료공급
좌석/화물 /편의/안전	▶ 탑승인원: 2명(조종사 1명, 승객 1명) ; 77kg/인(170 lb/person)) ▶ 수화물 칸: Baggage 30 kg 탑재 용량 ▶ 캐노피에 환기창/포토창/Sunshade로 조종사 편의성,공중촬영 편의성 제공
전원/조명	▶ 전원 : 엔진내장 14Vdc Generator 2기 + 배터리 - Generator A[420W 항공기 전력], Generator B[220W엔진제어 전력] - 배터리: 항공기용/12V 10A Lithium-Ion, G3X Back up용/12V 4Ah Ni-mh ▶ 외부조명: Combination Light(충돌방지등/위치표시등/후미등 조합)
항전장비	▶ 기본 비행계기(TSOA Analog) : 속도계, 고도계, 자기방향지시기 ▶ Glass Cockpit : G3X System(미국 Garmin 社) 10.6″ PFD Screen -> Full EFIS(비행정보)/EMS(엔진정보)/GPS(위치정보) 기능 시현 ▶ 통신장비(TSOA) : VHF 무선 송수신기, 트랜스폰더, Audio Panel(인터콤)

3) 입증 활동

가) 복합재구조 입증

복합재 기체구조물의 구조적 적합성은 베셀자체의 시험계획서 승인-> 품질 담당의 시험합치성 확인 -> 시험결과 보고서 승인의 과정으로 진행되며, 다음의 구조물들에 대해 정하중시험과 낙하시험을 통해 입증하였다.

대상구조	시험 항목	온도 조건	제한하중계수	극한하중계수	비고
주익	Wing Structure Bending Load Test	실온	1.5	2.25	주익정하중시험 결과보고서
	Wing Structure Torsion Load Test	고온	1.2	1.8	
	Wing Structure "Case A" Load Test	실온	1.5	2.25	
	Winglet Structure Load Test	실온	1.5	2.25	
동체	Fuselage Test under Stabilizer Load	실온	1.5	2.25	동체정하중시험 결과보고서
	Fuselage Test under Fin Load	실온	1.5	2.25	
	Fuselage Test under Tail Combined load	고온	1.2	1.8	
	Fuselage and Engine mount Load Test	실온	1.5	2.25	
	Rescue System Bracket Load Test	실온	1.2	1.8	
	Seat Mount Points Load Test	실온	1.2	1.8	
	Safety Belts Attachment Points Load Test	실온	1.2	1.8	
	Luggage Restraints Attach Points Load Test	실온	1.2	1.8	
	Hat Rack Restraints Attach Points Load Test	실온	1.2	1.8	
	ELT Mounting Load Test	실온	1.2	1.8	
수평미익	Stabilizer Structure Load Test	실온	1.5	2.25	Pass
조종면	Rudder Structure Load Test	실온	1.5	2.25	Pass
	Flap Structure Load Test	실온	1.5	2.25	Pass
	Aileron Structure load Test	실온	1.5	2.25	Pass
	Elevator Structure load Test	실온	1.5	2.25	Pass
기체 낙하시험	Airframe Drop Test / Tail down	실온	충격흡수에너지 2,178.4J		Pass

나) 장비 및 장착구조물 입증

탑재장비 및 장착구조물 입증 역시 베셀자체의 시험계획서 승인-> 품질 담당의 시험 합치성 확인 -> 시험결과 보고서 승인의 과정으로 진행되며 아래 표와 같은 시험을 수행하여 입증하였다.

분야	시험명	시험내용	비고
착륙장치	NLG/EMS Static Load Test	구조강도	Pass
	MLG Static Load Test	구조강도	Pass
비행조종장치	Stiffness/Strength Load Test	Linkage의 강성,인장력	Pass
연료탱크	Fuel Tank Pressure Test	연료탱크압력/누유	Pass
Fireproof	Fireproof Material Test “Burn Barrier”	도료의 불연성	Pass
장착구조	Seat Belt 장착부	구조강도	Pass
	Seat 장착부	구조강도	Pass
	Battery 장착부	구조강도	Pass
	Tie-Down Point	구조강도	Pass

다) 항공기 입증

(1) 항공기 지상 기능/작동 시험

항공기에 탑재/장착하여 항공기 전원 및 동력으로 작동하는 모든 계통 및 장비의 기능과 성능을 입증하는 시험으로 엔진계통(성능, 오일, 냉각, 흡/배기..), 프로펠러(진동, 지상유격..), 연료계통(연료량, 연료흐름), 유압계통, 비행조종계통, 전기계통(공급/제어/조명, EMC-SOF), 비행조종장치, 착륙장치 유압압력, 그리고, 항공전자계통/장비의 지상 성능시험을 통해 총조립 항공기의 각 분야/계통에 대해 지상에서 수행 가능한 기능과 성능을 입증했다. 항공기 지상 시험 항목과 확인내용 및 결과는 아래 표와 같다.

분야	시험명	시험/확인내용	비고
구조	중량 & C.G 측정	Weight & C.G	자중408.6kg, MTOW600kg C.G 306-370mm /26.7. - 32.3%.
	지상진동시험	항공기 동적특성영향	Vne=271km/hr
조종실	조종사-항공기 적합성	시야, 식별성, 편의성, 조작성	양호
	환기계통 시험	환기기능/CO농도	No CO
	캐노피 Assembly시험	투광성, 개폐성, 차광막, Scoop	양호
추진계통	프로펠러 작동시험	지상유격/ENG-회전판 유격, RPM	GC257mm, SC9mm, 기어비 2.43:1
	엔진계통 성능시험	엔진/보조계통 성능	정상
	연료계통 성능시험	용량, 흐름, 사용불가연료량	130L/2.6L, 흐름/정상
항전/전기	전기계통 성능시험	전원/부하용량, 도통, 조명	정상
	항전계통성능시험	계기 및 항전장비 기능/성능	정상
조종장치	비행조종계통 기능	조종력, 작동성, 조종면간섭	비행시험기간에 정상조종
착륙장치	착륙계통 작동	제동능력, 조향성	비행시험기간에 정상조종

(2) 시험비행허가 및 항공기 비행시험

KLA-100항공기 지상시험결과를 기반으로 비행시험계획서, 비행시험절차 및 비행교범을 작성하여 별도의 초도비행준비상태 점검회의[FFRR : First Flight Readiness Review]에서 초도비행가능 판정을 받았다.

베셀은 KLA-100항공기 비행시험을 위하여 FFRR의 비행가능판정 결과와 경량항공기 비행안전을 위한 기술상의 기준에 적합함을 입증할 수 있는 자료(지상 기능/성능시험결과)를 첨부하여 국토교통부에 비행시제#2호기 등록(HL-004X)-> “시험비행등의 허가신청서” 제출-> 수수료납부-> 시험비행등의 허가 -> 부산지방항공청의 통제공역 비행허가(비행시험 장소인 고흥 항공센터는 무인장치 이착륙장으로 유인기 이착륙을 위해서는 별도의 통제공역비행 허가필요)-> 항공센터 비행시간 배정의 순으로 경량항공기 안전상의 기술기준에서 규정한 비행시험입증 항목을 비행시험계획서에 따라 비행시험을 수행하였으며, 난이도가 높은 플러터 시험과 스핀저항시험은 외국인 조종사를 투입하여 수행하였다. 비행시험결과는 아래 표와 같이 5부의 KLA-100 비행시험 결과보고서로 작성하여 제시하였다.

<비행시험 결과 보고서 내용>

비행시험결과보고서명	시험/확인 내용	비고
초도비행 및 영역확장 보고서	지상활주, 초도비행, 초기감항성, 동.정압 보정	Pass
성능시험 보고서	이륙성능, 착륙성능, 상승률, 보크착륙	확인
조종 안정성 보고서	조종력, 세로조종, 방향조종 및 가로조종, 정적세로조종, 정적방향안정성, 정적가로안정성, 동적안정성	확인
실속특성 및 Spin Resistance	실속속도, 수평실속, 선회비행, 가속화실속 Wing level stall, Turning stall, Acceration stall, Rudder abuse stall에서 들어가지 않음	확인
Flutter 시험 보고서	Vso에서 Vdf 속도영역에서 항공기, 조종장치, 등의 진동이나 불규칙한 떨림/발산현상	양호

라) 경량항공기 안정성인증

(1) 안정성인증검사 신청

개발 비행시험이 종료되면 국토교통부에 등록된 항공기 임시등록부호를 정식 등록부호로 변경허가 받아 정식 항공기 등록부호로 항공안전기술원에 경량항공기 안전성인증검사를 신청한다. 신청서에서 요구하는 서류로

① 제작자 적합성확인서는 항공기 설계 및 성능기준에 합치한 결과자료로 경량항공기 안전상의 기술기준의 적합성 점검표(CCL : Compliance Check List)를 작성하여 입증문서와 함께 제시한다.

② 제작자의 제작능력 확인서류는 개정 기술기준의 안전성 인증절차(국토교통부 고시 2017-802 /2017.12.04.)에 의해 항공안전기술원의 확인을 받았다.

③ 조종사 핸드북(POH), 정비교범(AMM) 및 부품분해도(IPC) 작성 제출
④ 중량 및 평형 보고서
⑤ 비행시험결과 보고서
⑥ 안전지시(SA) 및 필수 기술회보(SB) 수행현황 등이 있으며, 이중 ⑥항은 개발항공기로 수행실적이 없으므로 차후 수행지침을 설명하는 KLA-100 지속감항유지 지침서로 제출했다.

(2) 안전성 인증검사 및 안전성 인증서 발급

항공안전기술원은 서류검토 완료 후 항공기 상태검사 및 인증비행검사 장소와 일정을 신청자(베셀)와 협의하여 정하고, 협의된 일정에 따라 비행시험 장소인 항우연 고흥항공센터에서 항공기 상태검사와 인증비행검사 절차를 수행하였다. 항공안전기술원의 서류검토, 항공기 상태검사 및 안전성 인증비행 결과로 KLA-100 경량항공기 안전성인증서(인증서 번호 : KL17-0100 / 2017.12.21)를 발급 받았다.

(3) 인증서의 주요 내용

① 등록부호 : HL-C236 ② 형식 : KLA-100 LSA ③ 제작번호 : VSA-2017-001
④ 안전성 등급 : 제1종 ⑤ 제작자 : 주식회사 베셀 ⑥ 운용범위 : 제한사항 없음

(4) 안전성 인증서 소유자 준수사항

① 경량항공기 아전상의 기술기준에 따라 경량항공기를 감항성을 유지한다.
② 경량항공기의 안전성인증 종류(1종)에 따른 운용범위 제한사항을 준수한다.
③ 안전성인증 종류와 운용범위의 제한사항을 내부 눈에 잘 보이는 곳에 표시한다.

경량항공기 안전성인증서

인증서 번호 : KL17 - 0100

1. 종 류	타면조종형비행기	2. 등 록 부 호	HL-C236
3. 형 식	KLA-100 LSA	4. 발 동 기 형 식	ROTAX 912 iS
5. 제 작 번 호	VSA-2017-001	6. 제 작 일 자	2017.02.28.
7. 안전성인증 등급	제1종	8. 인 증 서 만 료 일	**2018년12월20일**까지
9. 제 작 자 주 소	경기도 수원시 권선구 산업로 155번지의 281		
10. 제작자성명(명칭)	주식회사 베셀		
11. 키 트 제 작 자 성 명 (명 칭)	주식회사 베셀		
12. 운 용 범 위	제한 사항 없음		
13. 비 고			

이 안전성인증서는 「항공안전법」 제108조에 따라 위의 경량항공기가 운용범위를 준수하여 정비하고 비행할 경우에만 안전성이 있음을 증명합니다.

2017 년 12 월 21 일

항공안전기술원장 한

<KLA-100 안전성 인증서>

11. 품질보증

가. AS 9100 품질시스템 구축 및 3자 인증 획득

1) 업무지침 개발

가) 인용 규격

- AS9100 Rev.D Quality Management Systems - Requirements for Aviation, Space and Defence Organization
- 베셀 품질경영매뉴얼 VSQM-01
- 베셀 업무절차(VSP410 ~ VSP1020)

나) 개발 방법

- 인용 규격의 요구사항을 충족하고, 업무절차에 정의된 업무를 이행하기 위하여 필요한 부서 간 또는 부서내 책임 및 세부 업무절차와 지침을 명시

다) 품질문서 작성 현황

구 분	문서 수량
품질경영매뉴얼	1
업무 절차서	30
업무 지침서	7

2) AS9100 Check List 개발

- AS9100 Check List: 3인증 대비 내부 심사 및 협력회사 심사용

가. 구매품 검사

1) 표준품(Standard Part)

- NAS(National Aerospace Standard), AN(Army-Navy Aeronautical Standard), SAE(Society of Automotive Engineers), AS(SAE Aerospace Standard), ANSI(American National Standards Institute), MS(Military Standard) 등에서 규격화한 품목

가) 제품보증서(C of C) 확보 또는 시험성적서(Test Report) 확인

나) 협력회사 승인목록(ASL, Approved Supplier List) 등록 관리. 단, 공급대리점(Distributor)를 통해서 공급될 경우 공급대리점을 협력회사로 등록 관리함

다) 규격에 따른 입고검사 수행

라) 반복결함 발생 시 '부적합 및 시정조치' 절차에 따른 시정조치 요구

마) 형식증명 과정에서 성능 및 기능의 특성상 Qualification 이 요구되는 경우 Qualification 수행

바) 샘플링 검사 수행

2) 기술표준품(TSOA, Technical Standard Order Article)

가) 감항성인증서(AAT, Airworthiness Approval Tag), 기술표준서에서 규정하고 있는 최소 납품 자료 확인

나) 제품보증서(C of C) 확보 및 계약에서 요구되는 장착관련 자료 확인
다) 규격 또는 기술표준서 불일치 제품에 대한 업체 자재심의 결과 및 베셀의 자재심의 승인문서 확인

3) 상용부품(COTS, Commercial-Off-The-Shelf Components)

- COTS는 상용부품으로 RTCA/DO-254 에서 규정하는 부품

가) 제품보증서(C of C) 확보 또는 시험성적서(Test Report) 확인
나) 협력회사 승인목록(ASL, Approved Supplier List) 등록 관리. 단, 공급대리점(Distributor)을 통해서 공급될 경우 공급대리점을 협력회사로 등록 관리함
다) 규격에 따른 입고검사 수행
라) 반복결함 발생 시 '부적합 및 시정조치' 절차에 따른 시정조치 요구
마) 형식증명 과정에서 성능 및 기능의 특성상 Qualification 이 요구되는 경우 Qualification 수행

4) 형식승인 제품(TC Products)

- KLA-100 사업에서는 EASA/FAA로부터 형식승인을 받은 엔진 및 프로펠러가 해당된다.

가) 엔진 및 프로펠러는 해당 국가의 감항당국으로 부터 형식증명을 승인받은 제품을 구매함 (감항당국의 형식설계검증을 위한 형식증명승인은 별도로 수행)
나) 제작자의 제품보증서(C of C), 감항인증서(Airworthiness Certificate) 및 장착 적합성 입증을 위해 계약에서 요구되는 필요자료의 납품 확인

5) 상기 품을 제외한 구매품

- 생산승인 소지자로부터 구매한 품목과 생산승인 소지자가 아닌 업체로부터 구매한 품목으로 구분할 수 있다.

가) 원천검사, 공정승인, 초도품 검사, 기술변경 확인검사, 시험 참관 등 형식설계 와의 합치성 확인에 필요한 해당 검사 수행. (원천검사는 제품 특성상 입고 시 합치성 확인이 가능한 경우는 입고 합치성 검사로 대체할 수 있음)
나) 제품보증서(C of C) 확보 및 적합성 입증을 위해 계약에서 요구되는 필요자료의 납품 확인
다) 제작자의 시험성적서(Test Report), 초도품 검사성적서(First Article Inspection Report), 검사성적서(Inspection Report) 또는 업무지침 'VSI-871-2 입고검사'절차에 따른 구매품 합치성 확인
라) 규격 또는 기술표준서 불일치 제품에 대한 업체 자재심의 결과 및 베셀의 자재심의 승인문서 확인

다. 치공구 검사

치공구가 규정된 치공구 요구사항에 적합함을 보장하기 위하여 업무절차서 'VSP-872 설비 및 치공구 관리' 절차를 제정하여 관리한다.

1) 입고 검사

가) 모든 신규 제작 치공구는 치공구 도면 및 관련 규격서의 요구조건에 따라 검사

나) 치공구별 특성 및 중요도에 따라 등급을 구분하여 각 등급에 적합한 품질보증 활동을 수행한다.

다) 치공구는 사전 검증을 통하여 품질이 보증된 상태에서만 생산에 적용함을 원칙으로 하며, 완성검사 시점에서 최종 성능을 판단할 수 없는 치공구는 최초 생산품을 도면 및 관련 규격서에 따라서 확인한 후에만 생산에 사용한다.

2) 주기검사

가) 검사 매개체로 사용되는 치공구의 정확도와 유용성이 지속적으로 유지됨을 보장하기 위하여 치공구별 검사 주기를 설정하여 주기적으로 검사를 수행하며, 치공구 관리대장을 통하여 주기관리를 수행한다.

나) 협력회사는 치공구 유지 관리에 대한 절차를 수립하고, 주기 검사를 수행한다.

라. 시험품목(Test Article), 시험장치(Test Set-up) 검사

적합성을 입증하기 위한 시험에 사용되는 시험품목(Test Article)은 승인된 기술 문서 또는 시험계획서에 명시된 시험품목 요구조건을 만족하는지를 확인하기 위해 검사를 수행한다. 시험장치의 검사는 승인된 시험계획서에 따른 환경 및 시험준비의 상태가 적절한 지를 확인하며, 시험결과에 영향을 주는 계측장비를 사용할 경우에는 장비의 요구조건에 따른 교정 여부를 확인한다.

마. 부품 및 조립검사

부품 및 조립품의 검사는 해당 승인된 형식 설계자료와 부품 또는 조립품이 합치하는 지를 확인하기 위하여 사용된 자재확인, 치수확인, 조립상태 확인, 조립상태의 기능 확인 등의 검사 활동을 수행한다. 검사원은 작업공정서에서 요구하는 확인 사항을 적절한 방법으로 부품 및 조립품의 합치성 여부를 확인하고, 그 결과를 공정서에 기록한다.

바. 장착 검사(Installation Inspection)

장착검사는 장착되는 구성품이 적절한 품질보증을 통하여 입고된 제품인지를 확인하고 도면이나 지침에서 요구되는 구성품이 장착되는지를 확인한다. 또한 승인된 형식설계에 맞게 작업공정서 및 도면에 따라 장착되었는지를 확인하기 위한 검사를 수행한다. 장착검사 시에는 다음과 같은 항목을 검사한다.

- 장착되는 구성품의 품질이력 확인
- 구성품 형상 확인
- 장착장비의 표찰 요구조건 이행 확인
- 형식설계에 따른 검사

사. 기능 점검(Functional Check)

기능점검은 구성품, 장착품 등 시스템이 요구하는 성능을 만족하는 지를 확인하는 것이며 요구조건과 합치함을 각각의 기능점검 요구사항에 따라 확인한다. 기능점검의 검사는 장착 단계 또는 후속 통합 단계에서 수행될 수 있다. 장착 및 기능점검 시에는 아래와 같은 항목을 확인한다.

- 장착되는 구성품의 품질이력 확인
- 구성품 형상 확인
- 기능검사 요구사항에 따른 기능검사 수행 등

아. 소프트웨어 검사

KLA-100에 사용되는 항공기 탑재용 소프트웨어는 DO-178B에 따라 해당 장비품과 함께 제작자의 감항당국에 의해 인증되었거나 형식증명과정에서 인증을 받아서 적용한다. 기술표준품에 장착된 소프트웨어에 대한 검사는 기술표준품 제작국가의 인증당국으로부터 승인을 받은 소프트웨어가 기술표준품에 장착되는지를 확인하고 기술표준서에 의한 소프트웨어의 표시(Marking) 및 변경상태, 납품품목을 확인한다.

12. 핵심성과 : 경항공기(시스템)

<table>
<tr><td colspan="2">관련 그림 / 사진</td><td colspan="5"> 

〈사진〉
<table>
<tr><td>탑승인원</td><td>2명</td></tr>
<tr><td>엔진</td><td>100 HP</td></tr>
<tr><td>최대이륙중량</td><td>600 kg</td></tr>
<tr><td>최대운용고도</td><td>4,267 m (14,000 ft)</td></tr>
<tr><td>최대순항속도</td><td>185 km/h (100 kts)</td></tr>
<tr><td>실속속도</td><td>80 km/h (43 kts)</td></tr>
<tr><td>최대항속거리</td><td>1,517 km</td></tr>
<tr><td>최대비행시간</td><td>6 hrs 이상</td></tr>
<tr><td>인증기준</td><td>LSA</td></tr>
</table>
〈성능〉</td></tr>
<tr><td colspan="2">정의(설명)</td><td colspan="5">조종사를 포함한 2인승, 최대이륙중량이 600kg인 레저/스포츠용 항공기로서 설계·제작·시험평가에 이르는 제작 전 과정의 자체기술을 확보</td></tr>
<tr><td colspan="2">설정사유</td><td colspan="5">VLA-100 항공기 설계단계부터 제작, 지상시험 완료단계까지 경량항공기 비행안전을 위한 기술상의 기준 요구조건에 적합함을 입증위한 전 과정의 자체기술을 확보</td></tr>
<tr><td colspan="2">목 적</td><td colspan="5">KLA-100 항공기가 경량항공기 비행안전을 위한 기술상의 기준 기준의 요구조건에 적합함을 입증</td></tr>
<tr><td colspan="2">성능목표</td><td colspan="5">(기존기술 수준)
(개발기술 수준) 최대이륙 중량 600kg, 항속거리 1400 km 이상
(개발기술 수준 설정근거) : 경량항공기 비행안전을 위한 기술상의 기준</td></tr>
<tr><td colspan="2">성과달성 책임자 (소속기관)</td><td colspan="5">최 필 영 / (주)베셀</td></tr>
<tr><td colspan="2">소요기간</td><td colspan="5">’10.09 ~ ’17.12 (6년 4개월)</td></tr>
<tr><td rowspan="3">핵심성과</td><td>양적성과</td><td>특허</td><td>SCI 논문</td><td>비SCI논문</td><td>S/W</td><td>기타</td></tr>
<tr><td>0</td><td>3</td><td>2</td><td>0</td><td>학술대회발표 31
시제품 4
고용창출 32
인력양성 33</td></tr>
<tr><td>질적성과</td><td colspan="5">▪ 항공기 설계, 제작, 구조입증시험, 계통 실험실 시험 기술 확보</td></tr>
<tr><td></td><td>달성 확인방법</td><td colspan="5">▪ 설계, 제작, 구조입증시험, 계통 실험실 시험 등 개발과정 입증 확인</td></tr>
</table>

< 2세부과제 >

1. VLA 항공전자 및 계기시스템 개발

가. 항전장비, 구성품 선정

업체간 협의를 통해 본 항공기에 장착할 장비는 다음과 같다.



항전장비로는 엔진계통은 디지털장비로 구현을 하고, 나머지 비행계기는 아날로그 계기를 이용하여 구현하도록 되어 있다. 모든 항전장비는 TSO인증 제품으로 선정하여 인증을 원활하게 하며, TSO 인증품이 없는 경우에는 FAA에서 승안한 제품을 가장 우선적으로 선정하며, 제조사 COC 발급이 가능한 품목을 선정하도록 하였다. 부품류들은 인증시 요구되는 환경시험 성적이나 기타 인증서류 발급이 용이한 MIL규격품 위주로 선정한다.

나. 전체 항전장비 선정내용

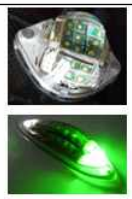
구 분	디지털 시현장치(EMS)	비상신호발생기(ELT)	VHF무선송수신기	트랜스폰더
제작사	Electronics International	COBHAM	GARMIN	GARMIN
형 상				
모델명	MVP-50P	ME406	SL40	GTX327
Size[mm]	140.97 x 130.81	94 x 167 x 73	158.75 x 33.02	158.75 x 41.402
Weight[Kg]	1.315	1.4	0.957	1.406
TSO	C43c/C44c/C45b/ C47a/C49b/C55a	C126/C91a	C37d/C38d/C128	C74c
Current[A]	6.1	Battery	0.3/3.2	1.1
Op. temp	-20~55	-20~55	-20~55	-20~55
Etc.	DO-160E DO-178B-C	DO-178B	DO-160C DO-178B-C	DO-160D DO-178B-D

기본적으로 도시해야하는 엔진과 관련된 정보는 전자식 시현기인 EMS를 사용하여 계기판을 간소화하였다.

아날로그 계기는 KAS-Part.VLA와 항공법에서 요구하는 계기를 기본으로 하고, 경량항공기 운용자들의 의견을 종합하여 자세계, 회전계, 승강계를 추가로 장착하였다.

구 분	속도계	고도계	자세계	자기방향지시기
제작사	UMA	UNITED	SIGMA-TEK	PRECISION
형 상	 Image #3		 With Slip Indicator	
모델명	T16-311-180	5934	5000EG	PAI-700
Size	3-1/8"	3-1/8"	3-1/8"	2-1/4"
Weight[Kg]	0.244	0.369	1.179	0.272
TSO	C2d	C10b	C4c	C7c
Current[A]	-	-	1.5/1.4	-
Op. temp	-55~80	-30~50	-30~50	-30~50

그 외 추가 장비들은 사용자편의성과 가격경쟁력을 고려하여 요구조건을 만족하는 최적의 장비를 선정하였다.

구 분	오디오패널	트랜스폰더 엔코더	위치표시등 /충돌방지등	Pitot Static Probe
제작사	PS Engineering	AMERIKING	AVEO Engineering	Aero instrument
형 상				
모델명	PMA4000(11942)	AK350	Aurora/CP	PST305(AN5814-12)
Size[mm]	61.849 x 43.18	88.9 x 50.8	135 x 33.7 x 26 56 x 44.9 x 26	161.544 x 69.088
Weight[Kg]	0.425	0.181	0.180/0.05	0.159
TSO	C50c	C88a	C30c/C96a	C16
Current[A]	0.3	0.2	3.36/0.77	Cont. 4 / max15.7
Op. temp	-20~55	-20~55	-20~55	-65~70
Etc.	DO-160D DO-178B	DO-160B	DO-160F	

구 분	회로차단기	로커스위치	배터리	경고등
제작사	Klixon/Eaton	Eaton	Concorde	Lone star Aviation
형 상				
모델명	2TC2-xx	M3950/14A22S1B	RG-35A	LS03-07112
Size[mm]	19.05 x 14.22	37.084 x 22.098	248.3 x 243.4 x 173.5	1-1/3"
Weight	24g	-	13.4Kg	0.227
TSO	-	-	-	-
Current[A]	-	-	-	-
Op. temp	-55 ~ 71	-55~71	-55~71	-55~71
Etc.	FAA PMA	MIL-S-3950	FAA PMA	FAA PMA (or MS25256-6)

패널에 사용되는 추가적인 전기장치는 위와 같다. 인증을 고려하여 MIL부품 또는 FAA PMA제품을 선정하였다.

구 분	시동스위치	착륙등
제작사	ACS product	AVEO
형 상		
모델명	ACS-510-2	AveoMax
Size[mm]	7/8″	84 x 80
Weight	-	0.33
TSO	-	-
Current[A]	-	2.9 x 2
Op. temp	-	-
Etc.	FAA PMA	FAA PMA

KAS-Part.VLA에 따르면 본 과제로 개발하는 항공기는 야간비행이 금지되어 있으며, 등화류에 대한 별도의 요구사항은 없으나 등화류를 장착할 경우 KAS-PArt.23을 따르게 되어 있다. 사용자의 의견을 종합하여 위 규정에 맞는 위치등 및 착륙등을 선정하여 추가로 선정하였다

다. 엔진계통 개발방안 결정

KAS-Part.VLA에 따라 요구되는 계기의 종류는 시계, 연료압력지시기, 오일량지시기, 오일압력지시기, 오일온도지시기, 연료량지시기, 전류량지시기, 회전속도지시기, 다지관지시기, 외부온도지시기, 실린더헤드온도지시기를 장착하도록 되어있다. 이중 다지관 지시기와 실린더헤드온도지시기 예외사항에 해당하므로 장착하지 않아도 된며, 오일량지시기는 오일탱크에 오일량을 점검할 수 있는 별도의 장치를 구비하고 있으므로 추가 장착 하지 않아도 되겠다.

엔진계통은 지시기는 아래의 그림과 같이 디지털 시현장치를 적용하여 하나의 장비에 모든 정보를 표시하도록 하였다.

선정된 장비인 MVP-50P는 최근에 개발된 장비로서 일반항공기에 적용이 가능하도록 FAA에서 TSO를 획득하였다. TSO현황을 보면 KAS-Part.VLA에서 요구하는 온도계(C43c), 연료유량계(C44b), 다지관 압력계(C45a), 범용 압력계(C47), 회전속도(C49b), 연료량 및 오일량(C55c)을 획득한 장비이므로 본 과제로 개발되는 항공기에 접합한 장비이다. 엔진에 기본 장착되어 구입되는 센서외에 추가 센서는 본 장비제조사에서 제안하는 센서를 사용하여 인증과 관련한 일련의 절차를 간소화할 수 있도록 선정하였다.

❑ 엔진계통 개발방안

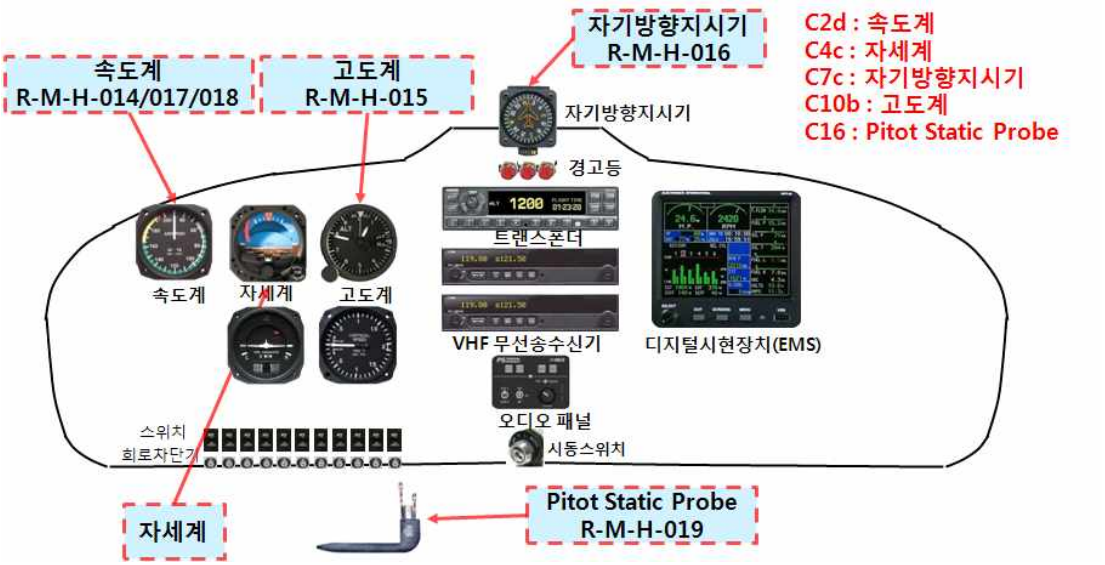
• 디지털 시현장치(EMS, Engine Monitoring System)로 구현

C43c : 온도계
C44b : 연료유량계
C45a : 압력계(다지관지시기)
C47 : 연료, 오일, 유압 압력계기
C49b : 회전속도지시기
C55c : 연료량 및 오일량 계기



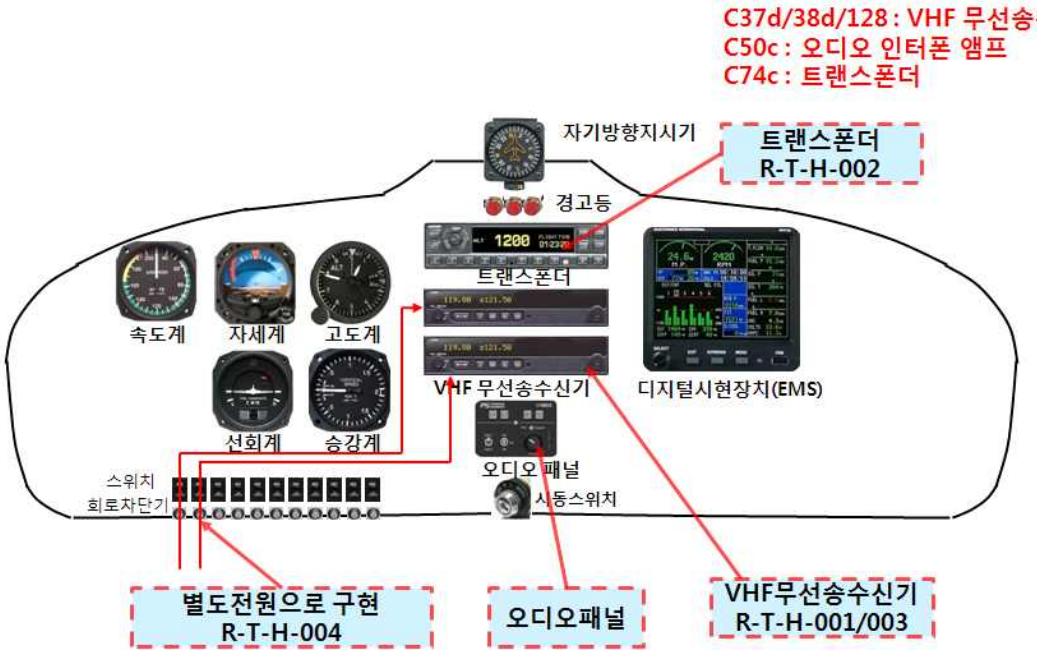
라. 비행계통 개발방안 결정

항공법에서는 고도계, 속도계, 자기방향지시기 3종을 기본으로 장착하도록 하고 있다. 이외에 운용자에게 편의를 제공하기 위해 1차년도 및 2차년도에 진행된 설문조사결과를 반영하여 자세계, 승강계, 선회계를 추가로 선정하였다. 각 계기는 KAS-Part.VLA에서 요구하는 지시범위 및 오차를 만족하는 계기를 선정하였다.



마. 통신계통 개발방안 결정

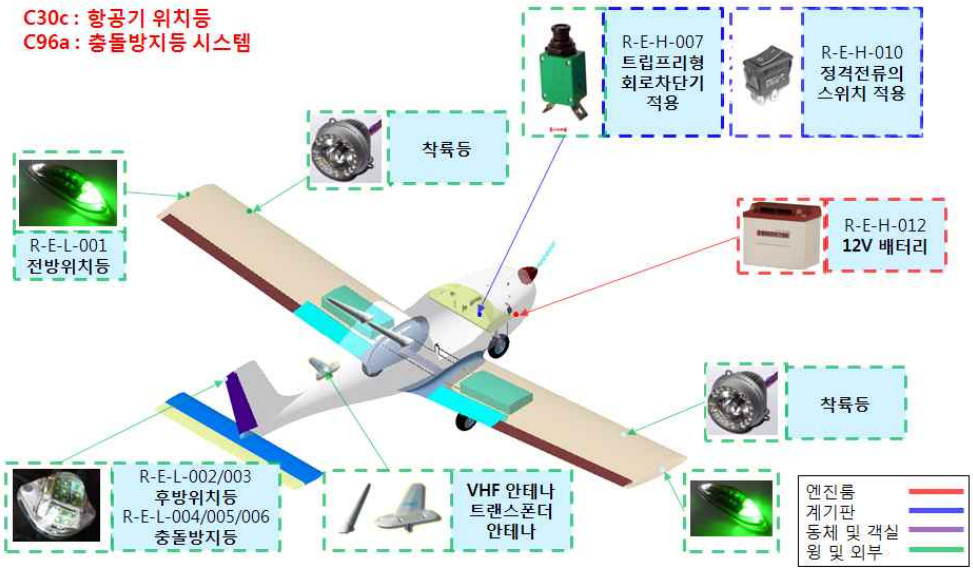
❑ 통신계통 개발방안



요구도 분석 내용중 통신계통은 항공법에서 요구하는 장비를 비교, 선정하여 장착하고, 추가로 구난에 사용되는 ELT를 추가 장착하도록 한다. VHF송수신장치는 TSO인증을 획득한 제품들 중에서 일반 경항공기에 널리 사용되면서 가격이 저렴한 Garmin사의 SL-40을 선정하였다. 전기장치 요구사항에 따라 통신장비는 각각이 독립된 전원을 사용하도록 구성한다. 트랜스폰더 역시 항공법에서 정하고 있는 필수장비이다. TSO인증을 획득한 제품들 중에서 일반 경항공기에 널리 사용되면서도 가격이 저렴한 Garmin사의 GTX-327을 선정하였다. 트랜스폰더는 독립적으로 사용되는 장비이긴 하나 고도정보를 제공해주는 별도의 장치가 필요하다. 이 장비를 트랜스폰더 엔코더라 하는데, 트랜스폰더 엔코더는 피토관으로부터 유입된 압력을 이산신호로 변환하여 제공한다. 일반적으로 출력은 오픈 드레인으로 제공되므로 사용하는 장비의 전압에 관계없이 연동이 가능하도록 되어있다. Amerikingㅅ의 AK-350 30K으로 선정하였으며, 항공법에서 요구하는 mode-C를 지원한다.

바. 전기계통 개발방안

❑ 전기계통 개발방안(1)



항공기의 전기계통은 위의 그림과 같이 일반 상용품 중에 KAS-Part.VLA를 만족하는 제품을 선정하여 장착한다. 각종 전기부품과 케이블들은 KAS-Part.VLA와 FAA규정을 만족하는 성능을 갖는 MIL규격의 제품들 위주로 선정하고, MIL규격이 없는 경우는 FAA PMA를 획득한 제조사의 제품을 선정하였다.

사. 인터페이스 구현 방안

항공전자 및 전기시스템의 전체적인 구성도는 다음과 같다.

❑ 항공전자 / 전기시스템 구성

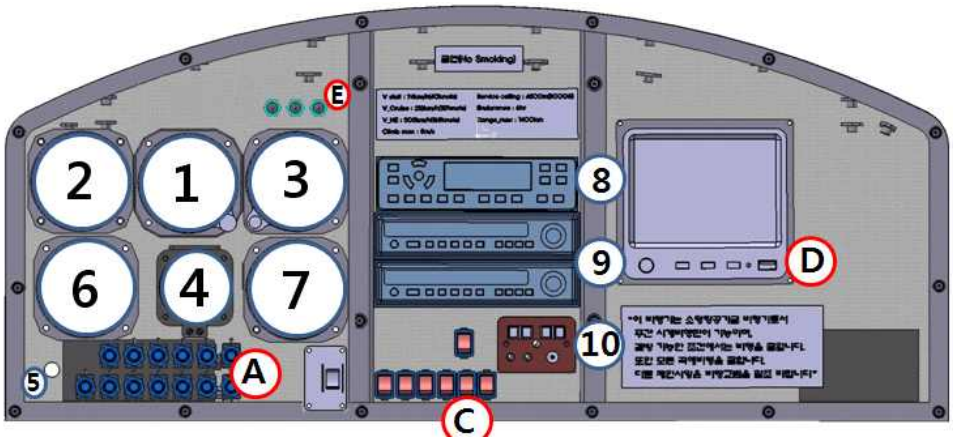


항공기에 필요한 전원은 엔진에 기본 장착된 발전기를 통해 공급되고, 초기 엔진 시동 및 비상시를 위해 배터리를 기본으로 장착한다. 선정된 엔진에 기본 장착된 발전기의 용량은 약 250W이며, 선정된 항전장비들의 평균 소비전력은 약 100W이다. 따라서 기본 발전기를 이용하여 항공기를 운용하는데 지장은 없다.

배터리의 용량은 항공기의 발전기에 이상이 발생했을 때, 최소 30분간 항공기에서 필요로 하는 전원을 공급할 수 있도록 선정하였다. 또한 엔진제조사에서 엔진의 시동에 사용되는 배터리의 요구사항을 고려하여 선정하였다.

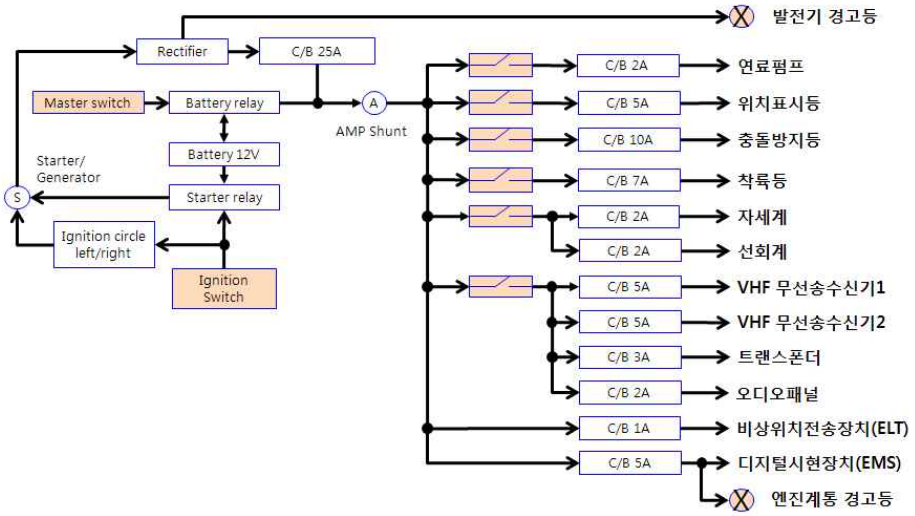
아. 항공전자/전기시스템 구성

최종으로 데크항공에서 확정된 계기판 형태는 다음과 같으며, 장착되는 장비목록은 다음과 표와 같다.



① Attitude Indicator
② Airspeed Indicator
③ Altimeter
④ Magnetic Compass
⑤ Heat Control
⑥ Turn/Slip Indicator
⑦ Vertical Speed Ind
⑧ Transponder
⑨ VHF 송수신기
⑩ 오디오 패널
Ⓐ Circuit Breaker
Ⓑ ELT Switch
Ⓒ Master Switch
Ⓓ EMS
Ⓔ Warning Lamp

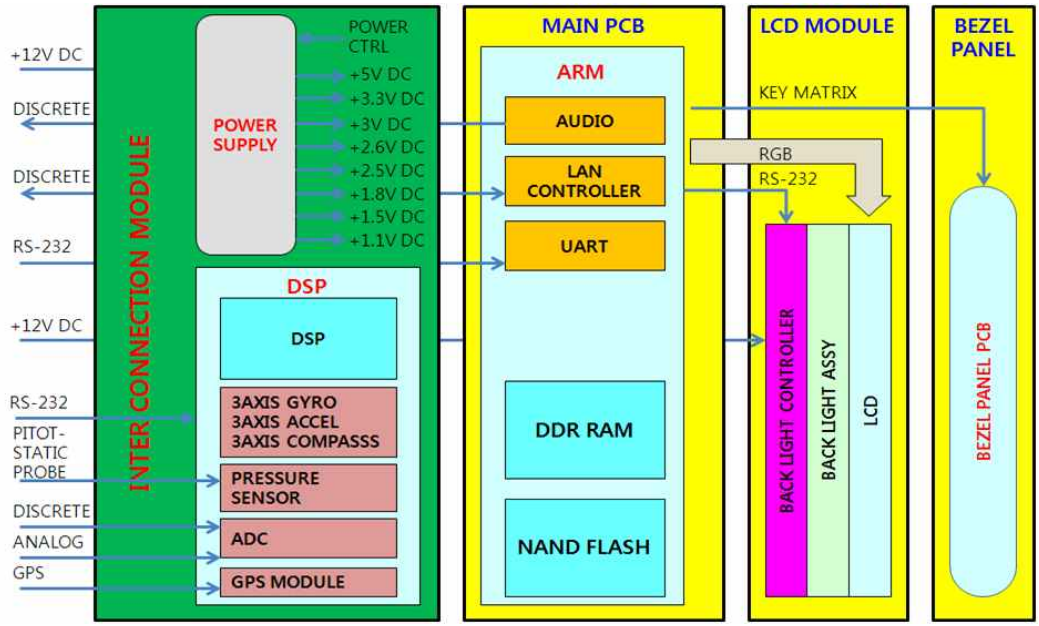
PDR과 CDR을 통해 최종 확정된 전기계통의 구성도는 다음과 같다.



2. LSA용 MFD 개발

가. MFD 체계 구성도

개발하는 MFD의 체계구성도는 다음과 같다.



Cortex A8은 메인 프로세서로서 MFD에 사용되는 OS인 Windows CE가 구동되면서 어플리케이션인 EMS/EFIS/EMD S/W를 구동한다. DSP는 EMS센서의 데이터 처리를 돕는 보조 프로세서로서 주기적으로 ADC를 통해 EMS에 연결된 센서의 값을 읽고 처리해서 ARM 프로세서로 전달해준다. J6 병렬버스는 항공기에 두 대의 MFD를 장착하는 경우 한 대의 MFD에 장착된 센서의 데이터를 처리해서 다른 장비로 전달해서 동시에 표시가 가능하도록 장비간 인터페이스에 사용한다.

나. MFD 기술동향

현재 스포츠급 경항공기 는 미국의 미국 사의 의 시장점유율 Avionics Garmin, Honeywell BendixKing 이 가장 크고 그 외 Grand Rapids Technologies, True Flight, Dynon Avionics 등에서 다양한 제품들을 생산하고 있다.



Avionics - Engine Monitors

			
Advanced Flight Systems	Dynon	Electronics International	Grand Rapids
			
I-K Technologies	Insight	J.P. Instruments	MGL Avionics
			
Taskem	TL Elektronic	Vertical Power	

Avionics - EFIS

			
Advanced Flight Systems	Dynon	OP Technologies	Grand Rapids
			
Levil	MGL Avionics	TL Elektronic	Trutrak

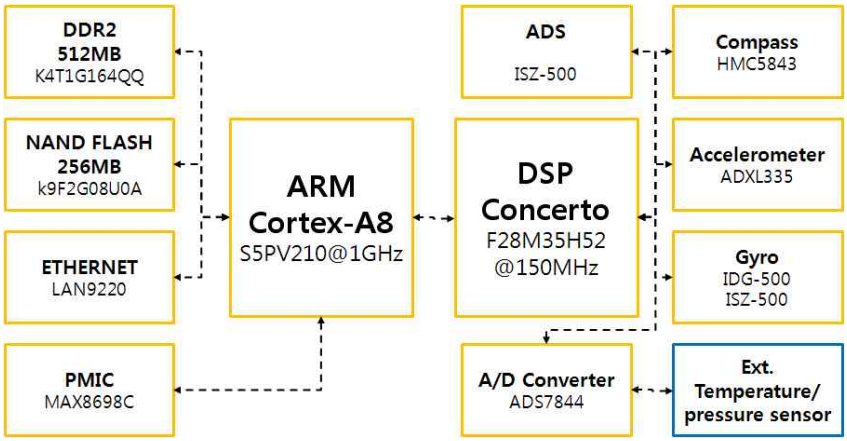
해외에서 생산하고 있는 제품은 조종사가 비행, 항법, 엔진, 기체 등의 광범위한 정보를 신속 정확하게 인지할 수 있도록 문자나 그래픽 심볼 형태로부터 3차원 입체 합성영상에 이르기까지 다양한 정보시현을 위해 램프, LED(Light Emitting Diode), MFD(Multi Function Display), HUD(Head Up Display), HMD(Helmet Mounted Display) 등 각종 시현장비 기술이 적용되고 있음.

형상	제조사	모델명	단가	기타
	Garmin	G3X Touch –GDU 465 (10.6" Display)	$4,395 이상	기타 악세서리 별도 판매
	Dynon	Skyview 10" display	$5,000 이상	Screen 단품 $3389 EFIS/EMS 별도 판매($1175) 기타 엑세서리 별도 판매
	ADVANCED FLIGHT SYSTEM	AF-5600 10.4" display	$4,251 이상	AHRS Board 별매($1739) Engine Board 별매 ($720)

< 해외 유사 제품 판매 가격 동향 >

다. MFD 기본 설계

메인프로세서는 프로그램 저장용 메모리로 256MB NAND flash를 추가하였고, 연데이터 메모리로 512MB DDR2 메모리를 추가하였다. 보조프로세서는 512K 프로그램 메모리와 데이터 메모리를 내장하고 있어 별도의 메모리 추가는 필요가 없다. AHRS기능을 위해서는 3축 자이로와 3축 지자계, 3축 가속도 센서가 필요하다. 본 제품에 사용되는 센서는 한서대학교에서 분석한 데이터를 바탕으로 가장 적합한 부품을 선정하였다.



또한 ADS에 사용할 압력계는 차압과 정압을 측정하는데 선정된 제품은 한서대학교에서 비교 분석을 통해 선정되었다. MFD는 별도의 전원스위치를 구비하지 않고 전원이 인가되면 자동으로 켜지고, 전원이 제거되거나 전원이 일정 전압 이하가 되면 자동으로 꺼질 수 있어야 한다. 이를 위해서 전원관리가 필요하다. 이를 메인 프로세서인 ARM에서 하거나 보조프로세서인 DSP에서 하기에는 소비전력이 크므로, 소비전력이 적은 PCI계열의 마이크로프로세서를 이용해서 전원을 제어하도록 하였다.

라. 터치 LCD 모듈 제작

MFD의 LSA급 변경에 따른 Garmin G3X사와 기능 호환을 위해 Touch 기능이 적용된 신규 터치LCD모듈을 제작한다. G3X는 10.6“ wide 화면이나 본 MFD는 진행 중인 S/W나 map의 호환을 위해 기존과 동일한 10.4” 4:3 화면비의 패널으로 진행한다.

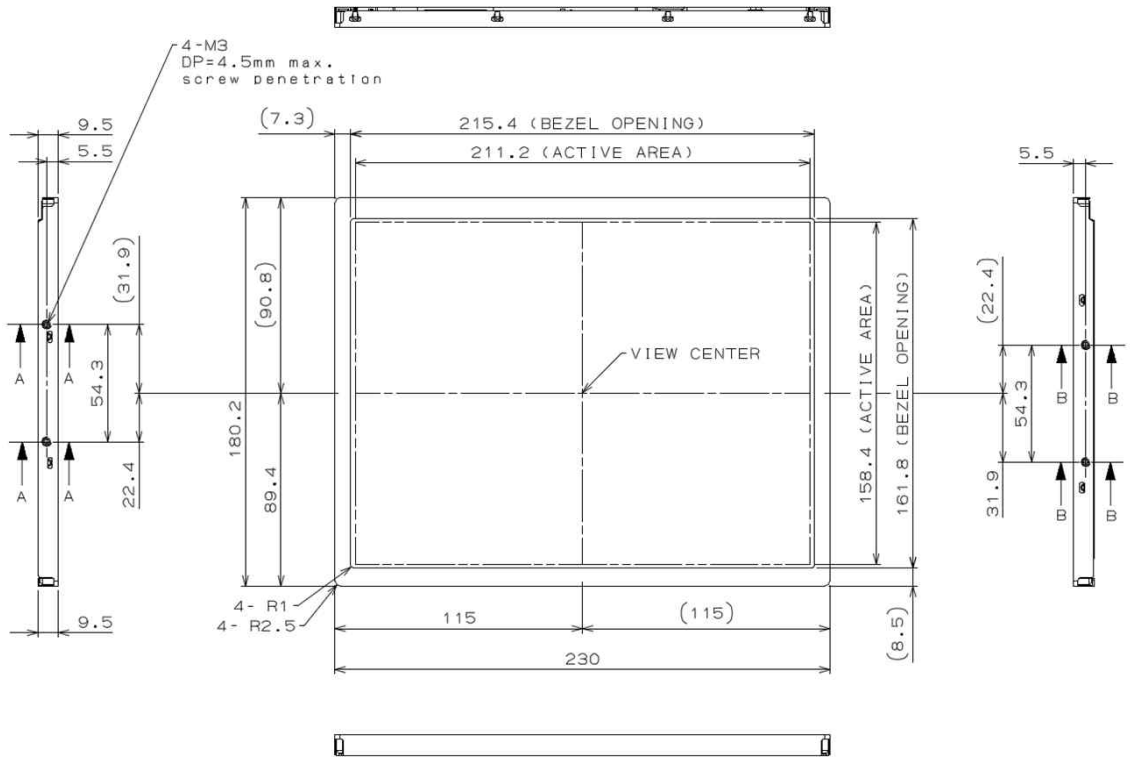
터치LCD모듈의 구성은 LCD패널, 터치스크린, 터치컨트롤러로 구성되며 LCD패널과 터치스크린은 옵티컬 본딩으로 제작한다.

1) LCD패널 선정

기존 LCD패널과 동일한 사양(10.4“, 4:3화면비, SVGA해상도)을 만족하는 패널로 Mitsubishi사의 AA104SL02모델을 선정한다.

제조사의 패널 사양은 다음과 같다.

ITEM	SPECIFICATION
Display Area (mm)	211.2 (H) × 158.4 (V) (10.4-inch diagonal)
Number of Dots	800 × 3 (H) × 600 (V)
Pixel Pitch (mm)	0.264 (H) × 0.264 (V)
Color Pixel Arrangement	RGB vertical stripe
Display Mode	Normally white
Number of Color	262k(6 bit/color), 16.7M(8 bit/color)
Luminance (cd/m^2)	700
Viewing Angle (CR ≥ 10)	–80~80°(H), –60~80°(V)
Surface Treatment	Anti-glare and hard-coating 3H
Electrical Interface	LVDS
Viewing Direction	Higher Contrast ratio: 6 o'clock Less gray scale reversal: 12 o'clock
Module Size (mm)	230.0 (W) × 180.2 (H) × 9.5 (D)
Module Mass (g)	465
Backlight Unit	LED, edge-light, Unreplaceable



LCD패널기구도

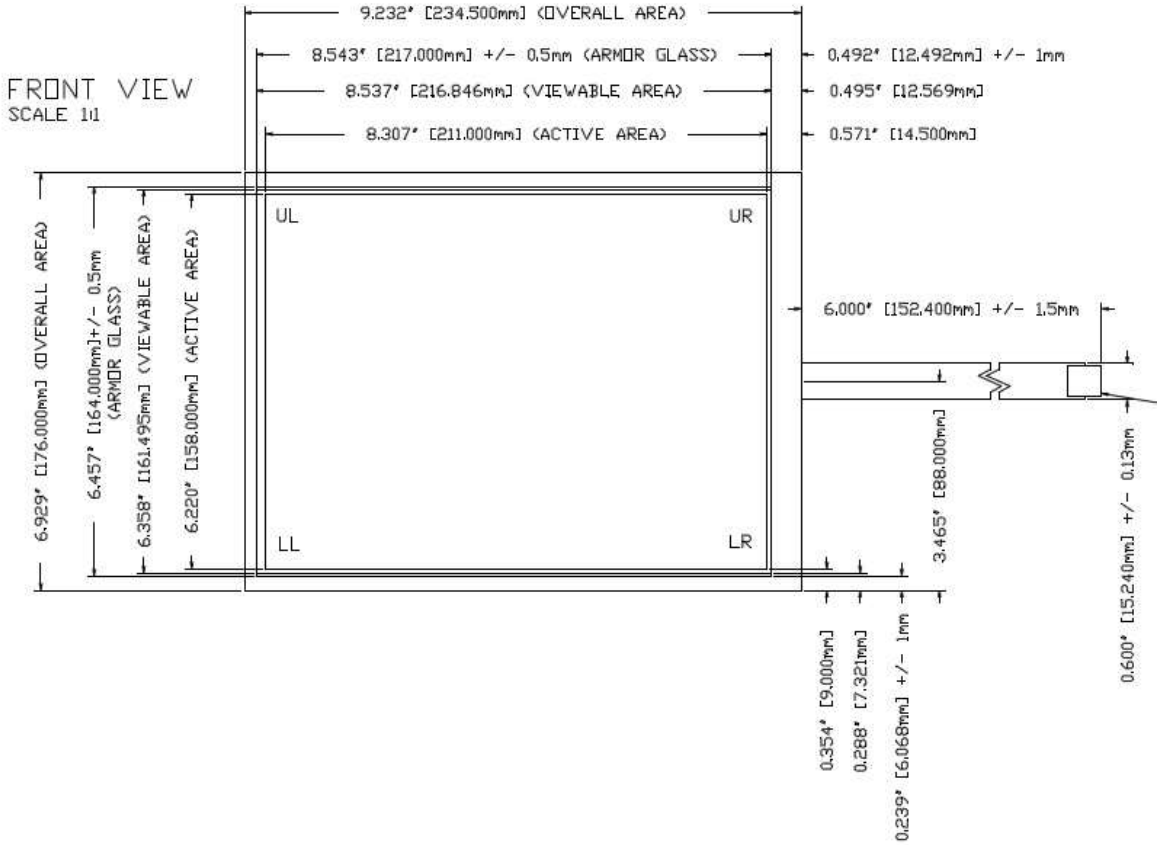
2) 터치패널 선정

터치패널의 종류로는 여러 가지 방식이 있으나 크게 저항막 방식(Resistive Touch), 정전용량 방식(Capacitive), 초음파(SAW) 방식, 적외선(IR) 방식 등 4가지가 주로 쓰인다. 이중 저항막 방식과 정전용량 방식이 주류를 이루고 있는데 이 두 가지 방식의 차이점을 다음과 같다.

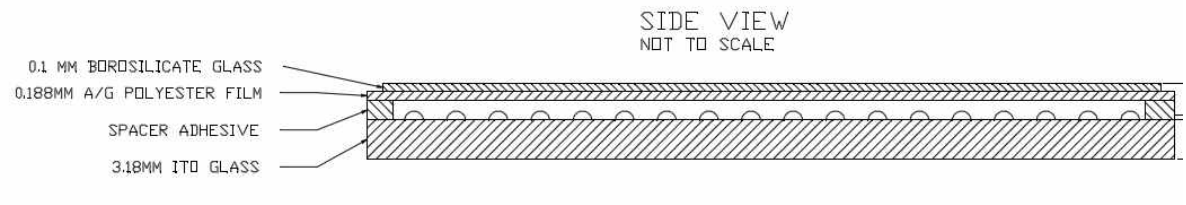
구분	정전용량 방식	저항막 방식
터치방식	유전체(전기가 통하는 화합물)로 조작이 가능 일반 장갑 착용 시 조작 불가	장갑 착용으로도 가능 뾰족한 임의의 물체로 조작 가능
구조 및 감지회로	복잡	단순
동작특성	동작력이 필요 없고, 감성적 터치 가능	동작력이 필요하며, 표면의 이물질에 영향 받지 않음
반응속도	빠름	느림
제작성	대형 크기도 가능	대형에 부적합
캘리브레이션	불필요	필요
EMI특성	표면에 전하가 걸려 있는 상태에서 동작하는 방식이라 불리함	정전용량 방식에 비해 상대적으로 EMI 특성이 좋음

근래 스마트폰에서는 정전용량방식이 주류를 이루고 있으나 결정적으로 이 방식은 장갑 착용으로 동작이 되지 않는 문제를 안고 있어 저항막 방식을 선택하였다.

제품은 ADmetro사의 AD104.ULTRA 로 3.18mm ITO Glass Base에 최종 top면에 필름 보호를 위한 glass를 추가한 제품이다.



터치스크린 기구도



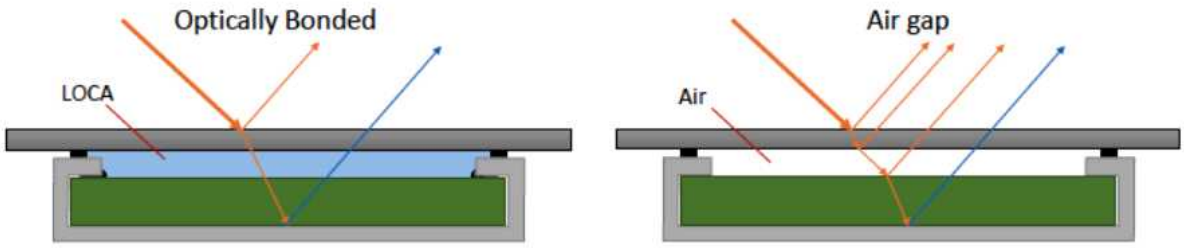
터치스크린 단면 구조

3) 터치컨트롤러

터치스크린 컨트롤을 위한 보드로 5선식 저항막 방식의 컨트롤러로 Skies사의 TC-PM6003A를 선정하였다.

4) 옵티컬 본딩(Optical Bonding)

LCD모듈과 터치스크린을 접합하는데 모듈과 터치스크린 사이의 Air-gap을 충진재로 채워 경화하는 옵티컬 본딩을 적용하였다.



옵티컬 본딩의 장점은 다음과 같다.

- 투과율 향상
- 반사율 감소
- 대조비 향상
- Sunlight readability 증가
- 강성 및 내구성 증가
- 습기 및 먼지 침투성 배제

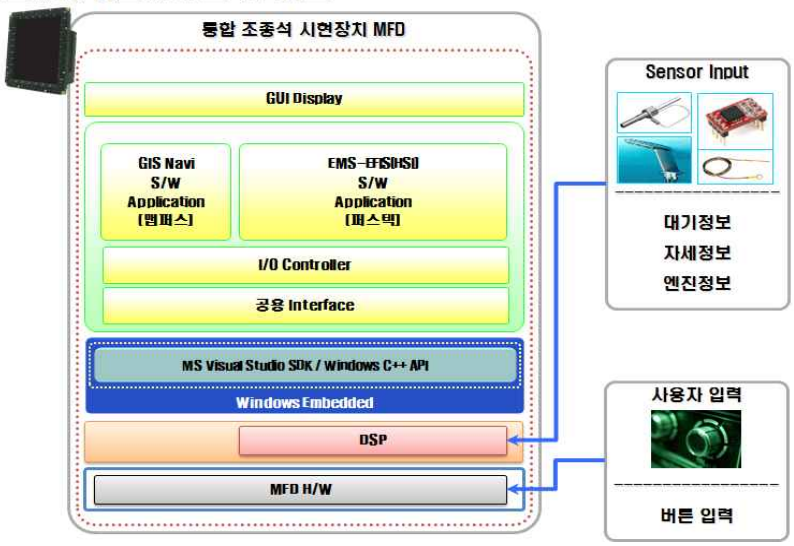


완조립된 터치LCD 형상

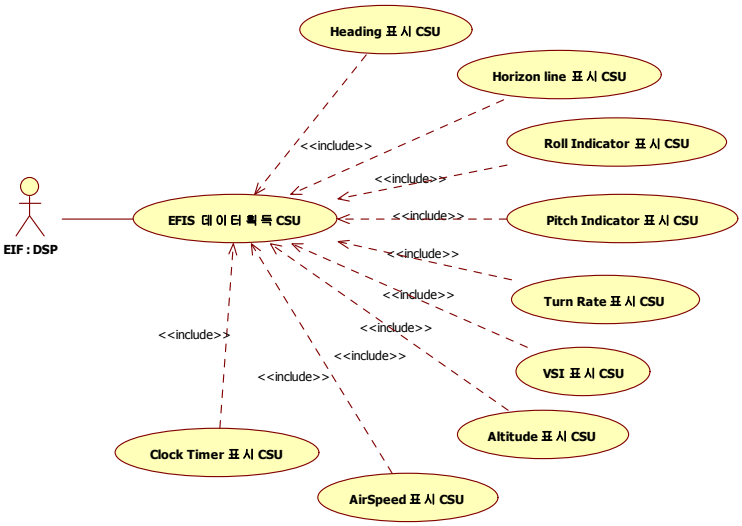
마. MFD EMS/EFIS S/W 설계

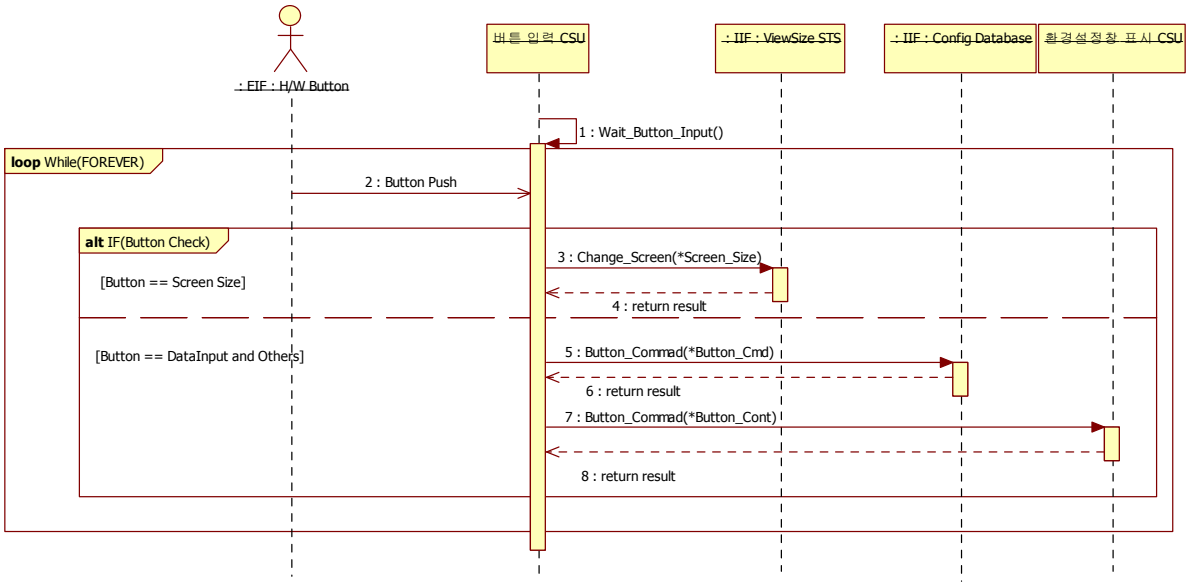
MFD S/W 소프트웨어/하드웨어 프레임워크를 재구성하여 Sensor 입력정보를 DSP프로세스에서 처리하고 처리/가공 된 데이터를 MFD 소프트웨어에서 표현하는 것으로 기본설계 하였다.

❑ 소프트웨어/하드웨어 프레임워크



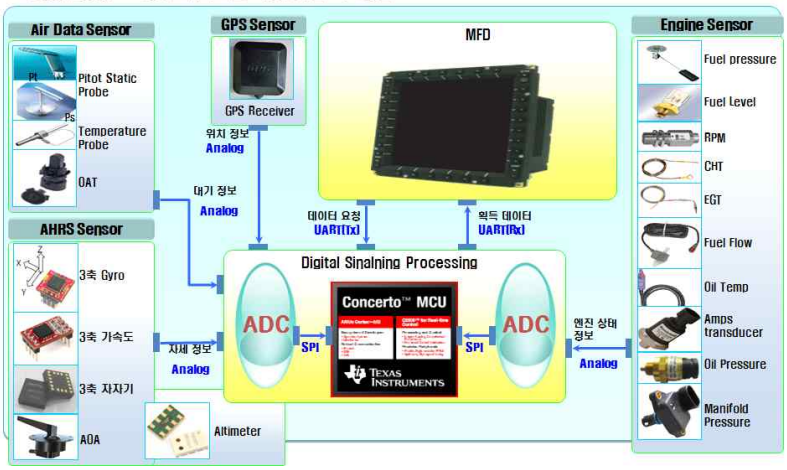
MFD S/W 소프트웨어 CSCI를 재구성하여 이에 UML 기반의 분석 설계 작업을 수행하였다. 각 CSC, CSU 항목의 UseCase Diagram, Sequence Diagram 작성을 통한 기본설계 작업을 수행하였다.





MFD S/W 소프트웨어 내부 인터페이스 연동 및 ICD 작성을 통해 하드웨어/소프트웨어간 인터페이스 연동 기본 설계를 진행하였다.

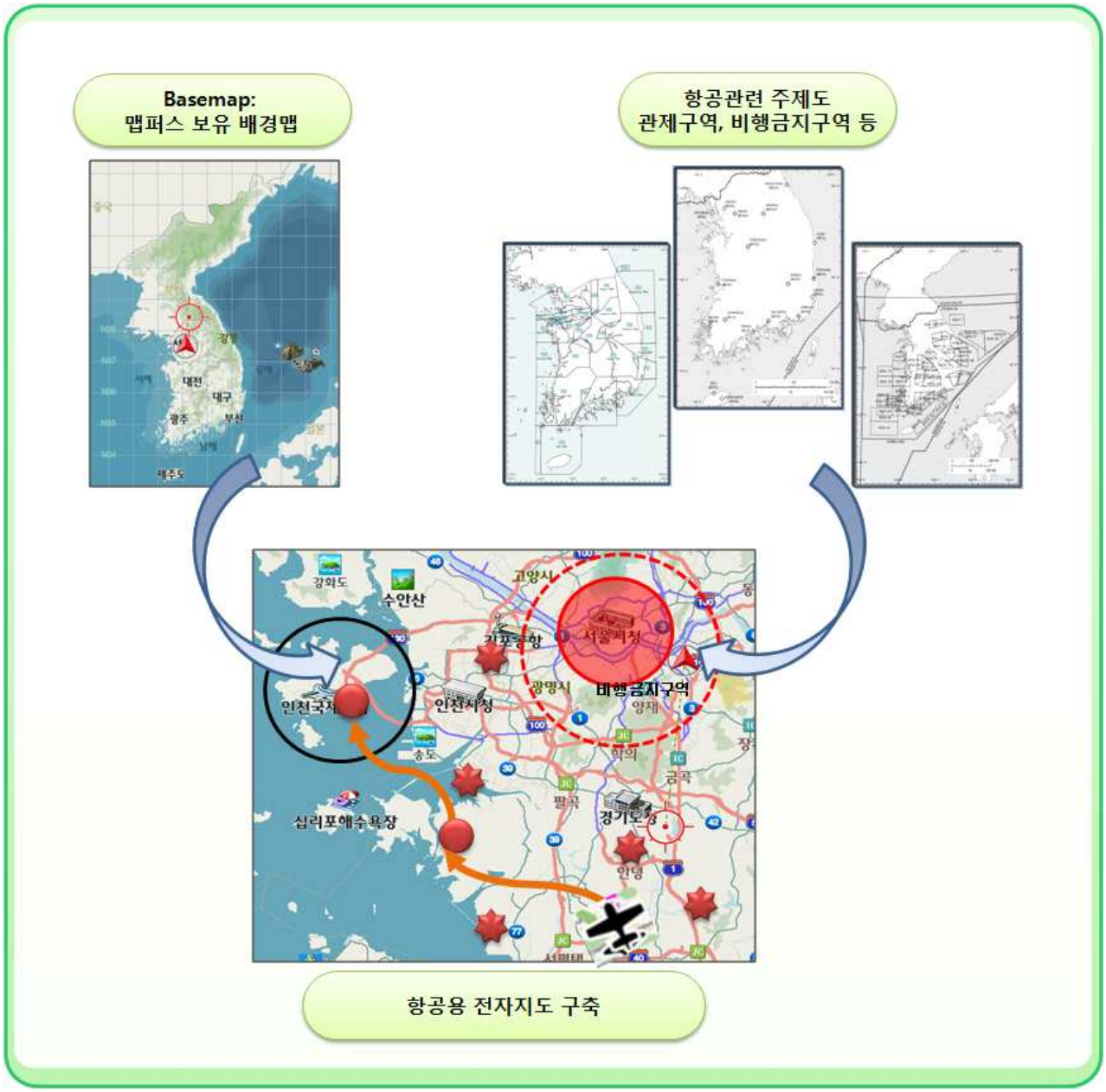
❑ EFIS/EMS<->DSP 내부 인터페이스 구성도



바. MFD EMD S/W 개발

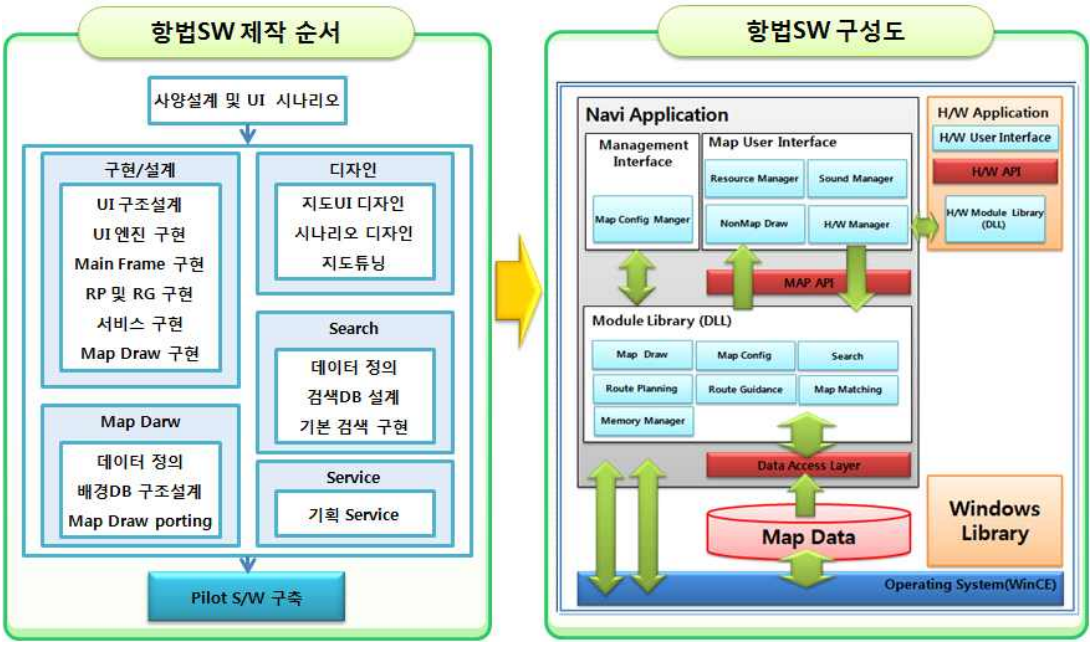
1) 항법지도 설계 및 제작

- 항공용 내비게이션에 활용되는 항공 전자지도는 기본적인 배경지도에 항공지도를 중첩시켜 완성시킨다. 본 연구 과제에서는 (주)맵퍼스에서 보유중인 1:5,000 해상도를 지닌 차량용 내비게이션 데이터에 국토해양부 항공교통센터에서 판매중인 항법지도를 사용하였다.

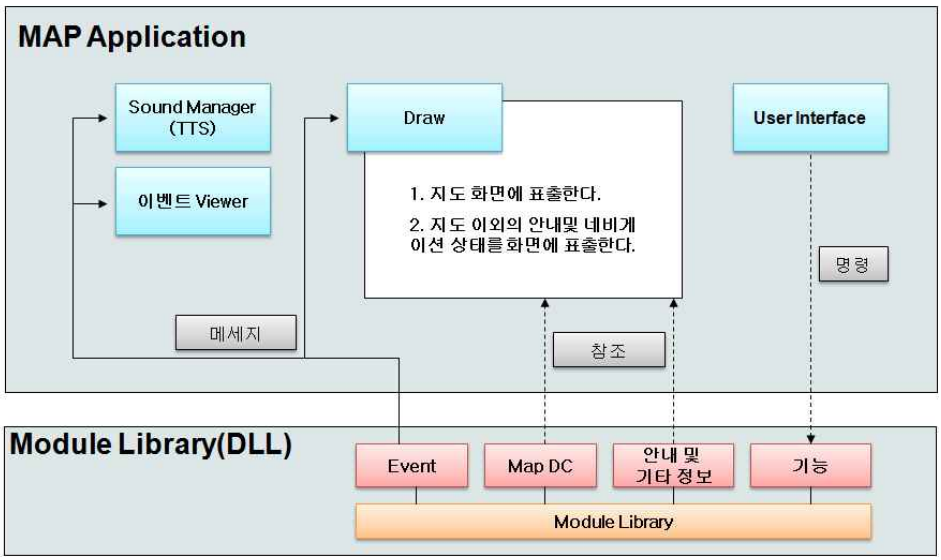


2) 항법 SW 설계 및 제작

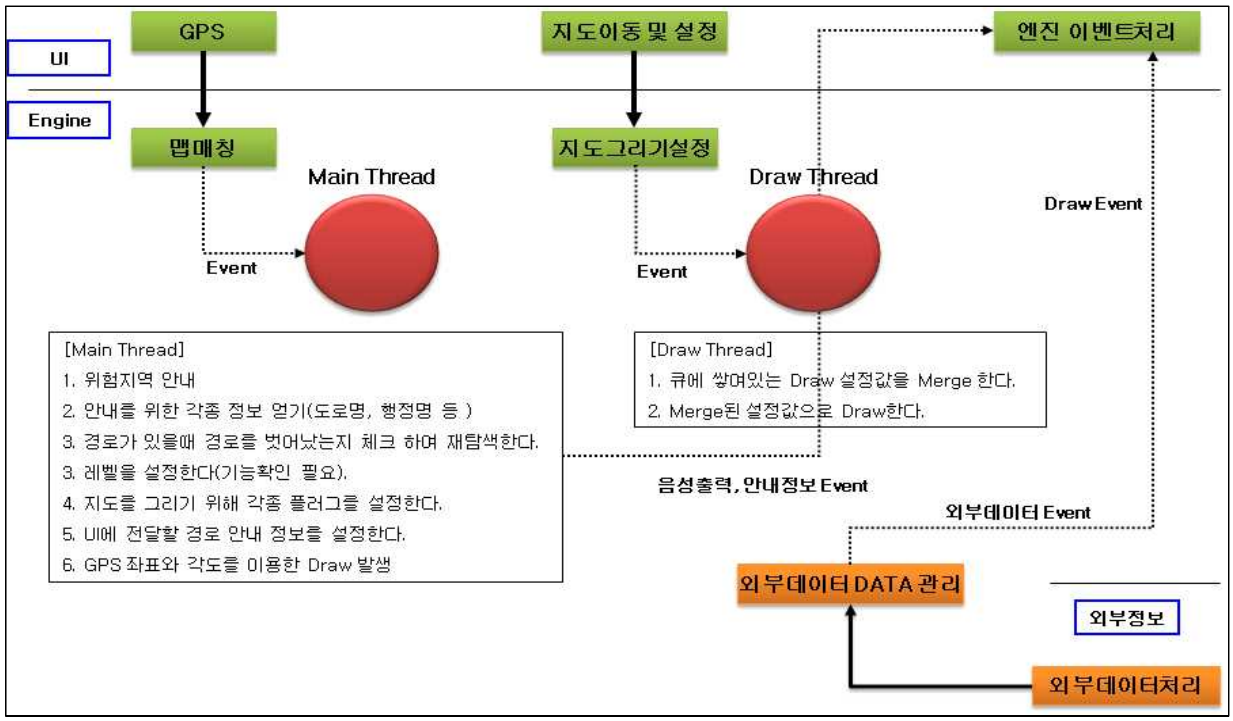
- 항공용 내비게이션 S/W를 제작하기 위해서는 Map Draw 기술, 데이터 Search 기술, 지도UI 및 시나리오 디자인 기술, 지도데이터 튜닝 기술, 및 RoadPlan, RoadGuide기술들이 종합적으로 갖추어 져야 개발을 진행할 수 있다. 본 연구과제의 항업 SW의 제작순서 및 구성도는 아래와 같다.



- 내비게이션의 중요한 기능은 단말기내의 지도데이터와 실세계와 연관시켜 경로안내 및 검색이 가능해야 하고, 현재의 위치와 단말기내의 지도데이터와의 위치가 원활하게 서비스 되어야 한다. 일반적인 지도 Application과 안내 모듈과의 관계는 아래의 모식도와 같다.



• 항공용 내비게이션이 GPS를 수신하여 단말기의 현재의 지점을 확인하기 위해서는 GPS를 단말기내의 지도데이터의 좌표값과 연계하여 맵매칭 작업을 수행하게 되며, 그 이후에 지도이동 및 지도 그리기를 통해 화면상에 현재의 위치에 해당하는 항공지도가 팝업되게 된다. 가장 마지막으로 외부 이벤트에 대한 정보를 처리하게 된다. 일반적인 단말기의 수행프로세스는 아래와 같다.

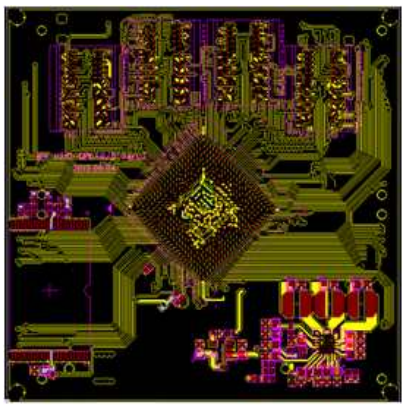


사. 시제품 제작

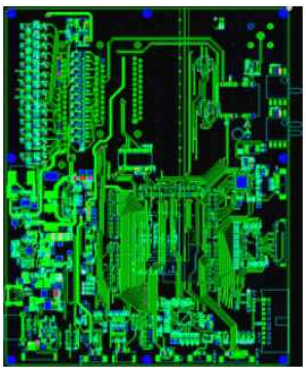
1) MFD H/W 제작

2차년도 제작한 시제품을 보완하여 최종 시제용 제품을 제작하였다.

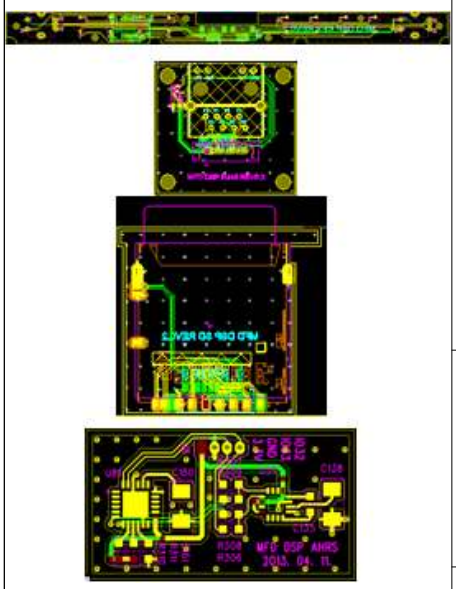
ARM CPU보드를 다음과 같이 설계, 제작하였다.

형 상	항 목	주요 사양
	전기적제원	▪ S5PV210 1GHz -. DDR2 512MB -. NAND FLASH 256MB ▪ UART: 3ch ▪ ETHERNET: 1ch
	크 기	▪ 60mm X 60mm
	환경조건	▪ 동작 : -20℃ ~ +50℃

DSP main보드를 다음과 같이 설계, 제작하였다.

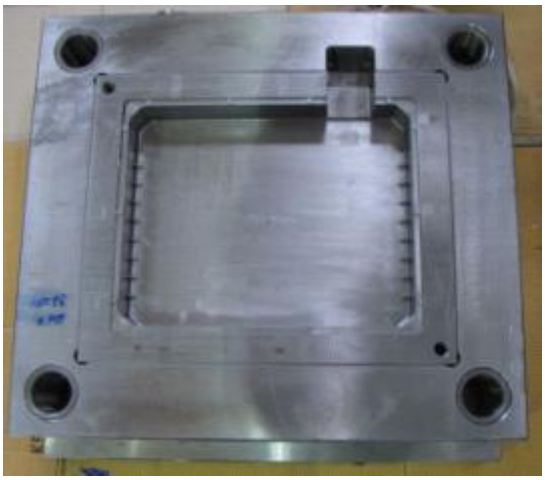
형 상	항 목	주요 사양
	전기적제원	▪ TMS320F28335 150MHz -. SRAM 68KB -. FLASH 512MB ▪ UART : 3ch
	크 기	▪ 200mm X 150mm
	환경조건	▪ 동작 : -20℃ ~ +50℃

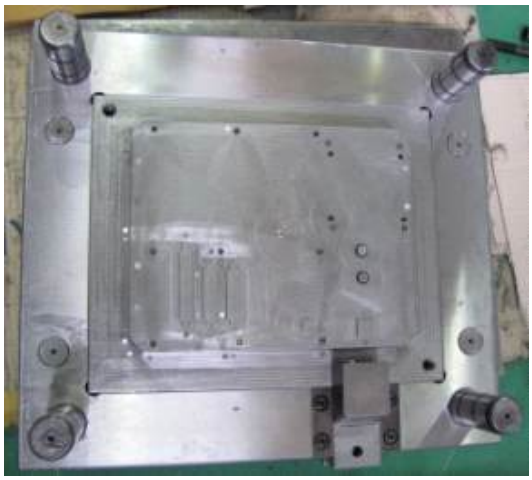
두 주요 보드외에 4종의 서브보드를 다음과 같이 설계, 제작하였다.

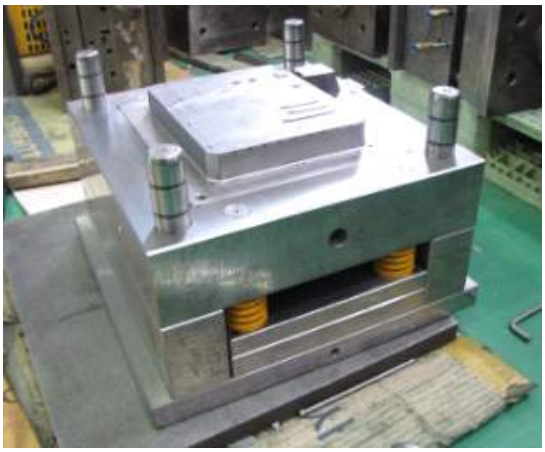
형 상	항 목	주요 사양
	전기적제원	▪ Atmega16 8MHz -. 8 tactswitch -. 2 rotary switch ▪ 1 RJ-45 LAN connector ▪ 1 SD card connector ▪ 1 AHRS card connector
	크 기	▪ 225mm X 20mm ▪ 30mm X 30mm ▪ 35mm X 40mm ▪ 27mm X 15mm
	환경조건	▪ 동작 : -20℃ ~ +50℃

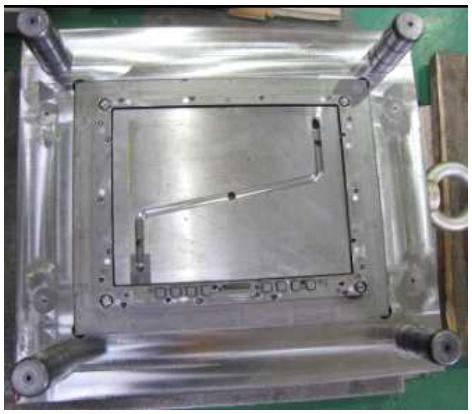
기구물은 2차년도에 제작한 금속 가공품의 단점을 보완하여 플라스틱 금형을 제작하였다. 플라스틱 사출로 제작된 제품은 무게가 가벼워 무게에 민감한 경량항공기에 장착되는 타사 장비들에 비해 경쟁력을 가질 수 있는 부분이다.

아래 그림은 본 과제를 통해 제작된 MFD 금형의 모습이다.







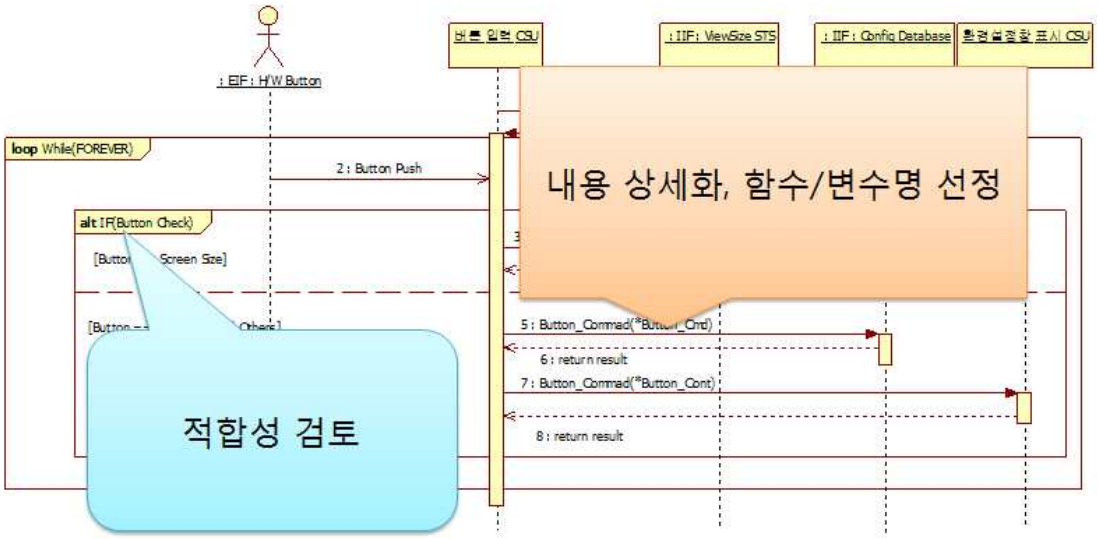


2) MFD S/W 개발

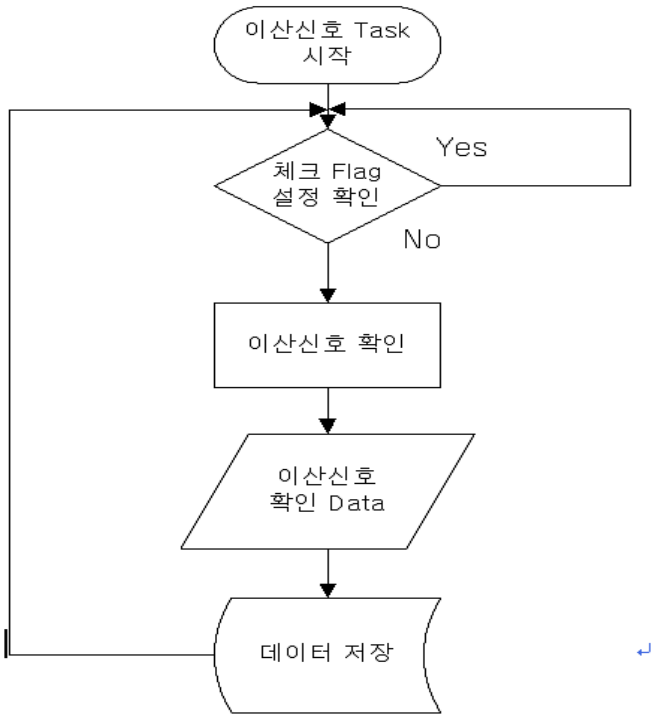
① EMS/EFIS S/W 개발

- 소프트웨어 상세설계

소프트웨어 기본설계를 바탕으로 CSC, CSU간의 적합성 판단 및 상세항목에 대한 상세설계 구현업무 수행



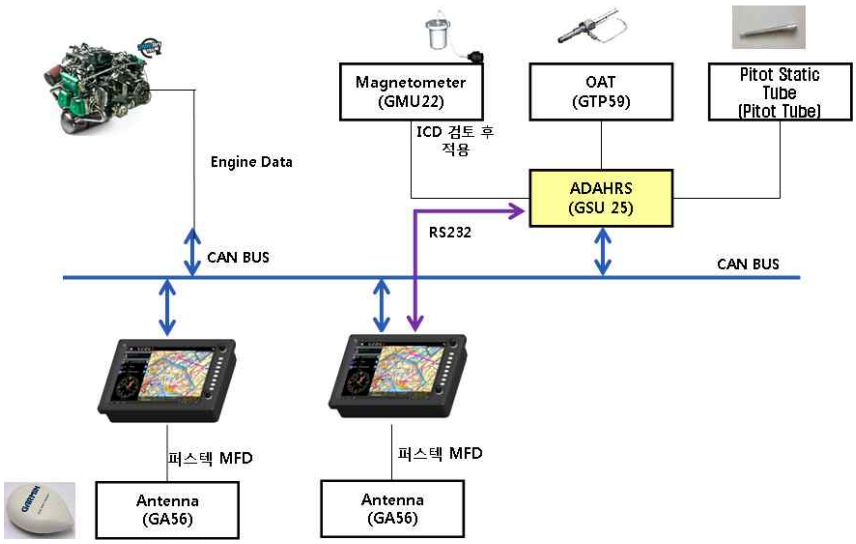
- 소프트웨어 CSC 실행개념 도식화



사. MFD 형상변경

- 1세부에서 선정한 Rotax912isc엔진을 적용 할 수 있도록 추가로 can 통신을 추가하고, G3X-touch와 외부 MICD(Mechanical Interface Control Documents)를 동일하게 적용하여 1세부에서 제작되는 경량항공기에 그대로 적용이 가능하도록 한다.

구 분		기존 FST MFD	변경 FST MFD	비 고
제품 사진				
주요 사양	Display	10.4"	10.4"Touch LCD	Touch screen 기능추가
	크기	290 * 250 * 60 mm	275.5 * 198.6 * 55mm	G3X와 동일한 MICD 적용
	중량	2kg이하	2kg이하	
	기본 구성	- EMS/EFIS => AHRS 및 센서 신호처리 기능 내장 - EMD => 국내 지도	- EMS/EFIS => AHRS 및 센서 신호처리 기능 내장 => Rotax912is용 FADEC CAN통신 ICD 적용 (CANaerospace 규격) => GSU25대응 모듈 개발 적용 엔진 DAQ 모듈 개발 적용 - EMD => 국내 지도	



변경 MFD 구성

- MFD 의 Display는 10.4"Touch LCD를 적용하며 Rotax912 용 FADEC CAN 통신 ICD 를 적용한다.
- 이를 위하여 MFD 의 회로를 수정하며, Garmin G3X System GSU25를 대체하기 위한 항법신호처리보드를 GSU25 MICD 를 적용하여 개발한다. 또한 변경된 MFD와 점검장비를 호환시키기 위한 신호변환용 DAQ 보드를 추가로 개발한다.
- MFD Bpard는 G3X-touch와 외부 MICD를 동일하게 적용하며, 기존회로에서 항법신호처리 파트 및 차압 정압 파트를 분리하여 적용하였다.
- 변경된 MFD 형상에 맞게 MFD 기구부를 변경하며, 상품화를 고려한 외형 디자인 설계를 진행하였다.

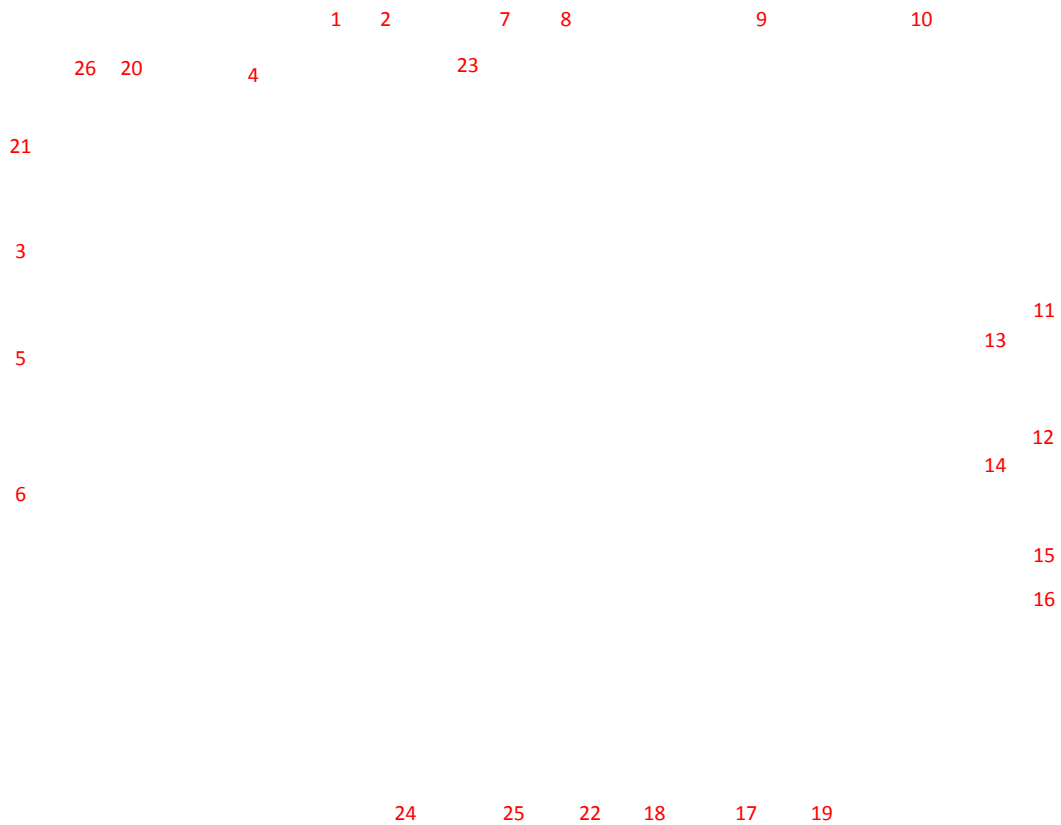


MFD 외형 디자인

아. EMS/EFIS S/W 구현

1) 화면 구성

MFD에 표시되는 데이터는 아래와 같다.



MFD 화면구성

MFD 표시 데이터

번호	영문명	한글명	Unit	Min	Max
1	Pitch	피치	Degrees	-90	90
2	Heading	기수방향	Degrees	0	359
3	Roll	수평자세	Degrees	-180	180
4	Turn Rate	선회율	degrees/second of yaw change	-3	3
5	Indicated AirSpeed	지시대기 속도	Knots	0	500
6	True AirSpeed	진대기 속도	Knots	0	500
7	Altitude	고도계	Feet	0	65000
8	Vertical Speed	승강계	Feet/Minute	-2000	2000
9	Engine Manifold Pressure	엔진 메니폴드 압력	INHG	0	44.3
10	Engine RPM	엔진 회전수	rpm	0	6000
11	Exhaust Gas Temperature 1	배기 가스 온도 1	℃	0	850
	Exhaust Gas Temperature 2	배기 가스 온도 2	℃	0	850
	Exhaust Gas Temperature 3	배기 가스 온도 3	℃	0	850
	Exhaust Gas Temperature 4	배기 가스 온도 4	℃	0	850
12	Cylinder Head Temperature 1	실린더 헤드 온도 1	℃	0	150
	Cylinder Head Temperature 2	실린더 헤드 온도 2	℃	0	150
	Cylinder Head Temperature 3	실린더 헤드 온도 3	℃	0	150
	Cylinder Head Temperature 4	실린더 헤드 온도 4	℃	0	150
13	Battery Volt	배터리 전압	V	8	20
14	Battery AMPS	배터리 전류	AMPS	-50	50
15	Fuel Pressure	연료 압력	PSI	1	100
16	Fuel Flow	연료 유량	GPH	0	999
17	Fuel Quantity	연료 양	Gal	0	4500
18	Oil PSI	오일 압력	PSI	0	100
19	Oil Temperature	오일 온도	℃	0	150
20	Loacl Time	시간	-	-	-
21	Total Time	비행 시간	-	-	-
22	-	고도 보정	INHG		
23	-	설정 고도	Feet	0	65000
24	-	설정 방향	Degrees	0	359
25	-	설정 고도, 고도 보정, 설정 방향 선택기	-	-	-
26	-	환경 설정 버튼	-	-	-

2) MFD 버튼

MFD에는 2개의 노브, 8개의 버튼이 장착되어 있다. 노브는 좌, 우로 회전이 가능하며 노브를 누를 수 있다. 상위의 노브, 상위의 버튼4개는 네비게이션을(EMD) 제어한다. 하위의 버튼4개, 하위의 노브는 EFIS/EMS를 제어한다.



MFD 버튼

MFD 버튼 기능 할당

번호	이름		기능
1	노브 1	클릭	지도 지검 선택
		회전	지도 확대, 축소
2	버튼 1		지도 이동(상)
3	버튼 2		지도 이동(하)
4	버튼 3		지도 이동(우)
5	버튼 4		지도 이동(좌)
6	버튼 5		-
7	버튼 6		EFIS/EMS 숨김/네이게이션 전체 화면
8	버튼 7		EFIS/EMS 반 화면/네이게이션 반 화면
9	버튼 8		EFIS/EMS 전체화면
10	노브 2	클릭	설정 고도, 고도 보정, 설정 방향 순환 선택
		회전	값 설정(좌 회전: - , 우 회전: +)

5) 화면모드

MFD에는 EFIS/EMS 모드, EFIS/EMD 모드, EMD 모드 3가지 화면 모드가 존재한다. 각각의 모드는 버튼 8, 9, 10 번으로 모드를 전환 한다. 각각의 모드는 아래와 같다.



그림 293 EFIS/EMS 모드



그림 294 EFIS/EMD 모드

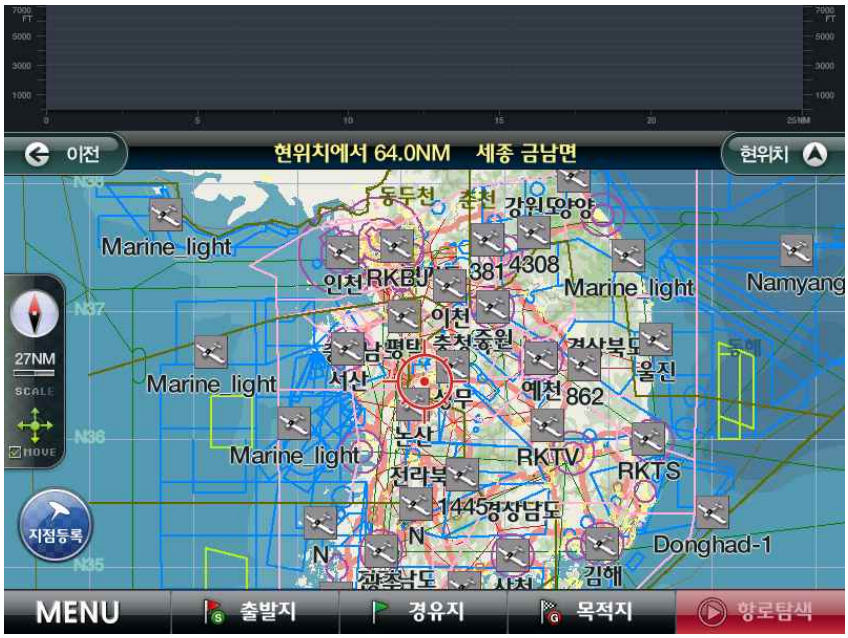


그림 295 EMD 모드

자. DSP S/W 구현

- DSP모듈은 2개로 구성될 예정이며, 하나는 ARM 프로세서와 엔진인터페이스를 위해 CAN통신을 담당하며 별도의 S/W로 구동된다.
- 나머지 하나는 마그네틱 센서, 에어데이터 처리, 외기온도 센서 인터페이스를 담당하며 이를 위해 별도의 S/W가 탑재된다.

순번	기능	기능 설명
1	센서 데이터 획득	실시간으로 센서로부터 획득된 데이터를 확인하여 내부 데이터 저장 데이터베이스에 상태값을 저장한다.
2	I2C 통신 제어	실시간으로 센서로부터 I2C 통신으로 데이터를 확인하여 저장을 수행한다.
3	SPI 통신 제어	실시간으로 센서로부터 SPI 통신으로 데이터를 확인하여 저장을 수행한다.
4	GPIO 제어	실시간으로 센서로부터 GPIO 제어를 통해 데이터를 확인하고 저장을 수행한다.
5	Uart 통신 제어	Uart 통신으로 계산 데이터 및 센서 데이터를 MFD와 점검장비로 전송하며, GIS 정보를 수신 받는다. 수신 된 GIS 정보는 점검장비에 전송 시, 포함하여 전송한다.
6	EFIS 데이터 계산	센서 데이터 획득 CSU로부터 획득된 EFIS 센서 데이터를 확인하고 EFIS 계산을 수행한다.
7	Horizon line 계산	센서 데이터 획득 CSU로부터 획득된 EFIS 센서 데이터를 확인하고 Horizon line 계산을 수행한다.
8	Heading 계산	센서 데이터 획득 CSU로부터 획득된 EFIS 센서 데이터를 확인하고 Heading 계산을 수행한다.

순번	기능	기능 설명
9	Roll Indicator 계산	센서 데이터 획득 CSU로부터 획득된 EFIS 센서 데이터를 확인하고 Roll Indicator 계산을 수행한다.
10	Pitch Indicator 계산	센서 데이터 획득 CSU로부터 획득된 EFIS 센서 데이터를 확인하고 Pitch Indicator 계산을 수행한다.
11	Turn Rate 계산	센서 데이터 획득 CSU로부터 획득된 EFIS 센서 데이터를 확인하고 Turn Rate 계산을 수행한다.
12	VSI 계산	센서 데이터 획득 CSU로부터 획득된 EFIS 센서 데이터를 확인하고 VSI 계산을 수행한다.
13	Altitude 계산	센서 데이터 획득 CSU로부터 획득된 EFIS 센서 데이터를 확인하고 Altitude 계산을 수행한다.
14	Air Speed 계산	센서 데이터 획득 CSU로부터 획득된 EFIS 센서 데이터를 확인하고 Air Speed 계산을 수행한다.
15	EMS 데이터 계산	내부 데이터 저장 데이터베이스로부터 EMS 데이터를 확인하여 EMS 계산을 수행한다.
16	EGT 계산	센서 데이터 획득 CSU로부터 획득된 EGT 센서 데이터를 확인하고 EGT 계산을 수행한다.
17	CHT 계산	센서 데이터 획득 CSU로부터 획득된 CHT 센서 데이터를 확인하고 CHT 계산을 수행한다.
18	RPM 계산	센서 데이터 획득 CSU로부터 획득된 RPM 센서 데이터를 확인하고 RPM 계산을 수행한다.
19	Manifold 계산	센서 데이터 획득 CSU로부터 획득된 Manifold 센서 데이터를 확인하고 Manifold 계산을 수행한다.
20	Oil Temp 계산	센서 데이터 획득 CSU로부터 획득된 Oil Temp 센서 데이터를 확인하고 Oil Temp 계산을 수행한다.
21	Oil Pressure 계산	센서 데이터 획득 CSU로부터 획득된 Oil Pressure 센서 데이터를 확인하고 Oil Pressure 계산을 수행한다.
22	Fuel Level 계산	센서 데이터 획득 CSU로부터 획득된 Fuel Level 센서 데이터를 확인하고 Fuel Level 계산을 수행한다.
23	Fuel Flow 계산	센서 데이터 획득 CSU로부터 획득된 Fuel Flow 센서 데이터를 확인하고 Fuel Flow 계산을 수행한다.
24	Fuel Pressure 계산	센서 데이터 획득 CSU로부터 획득된 Fuel Pressure 센서 데이터를 확인하고 Fuel Pressure 계산을 수행한다.
25	Voltage 계산	센서 데이터 획득 CSU로부터 획득된 Voltage 센서 데이터를 확인하고 Voltage 계산을 수행한다.
26	AMPS 계산	센서 데이터 획득 CSU로부터 획득된 AMPS 센서 데이터를 확인하고 AMPS 계산을 수행한다.

차. MFD 국산화율 분석

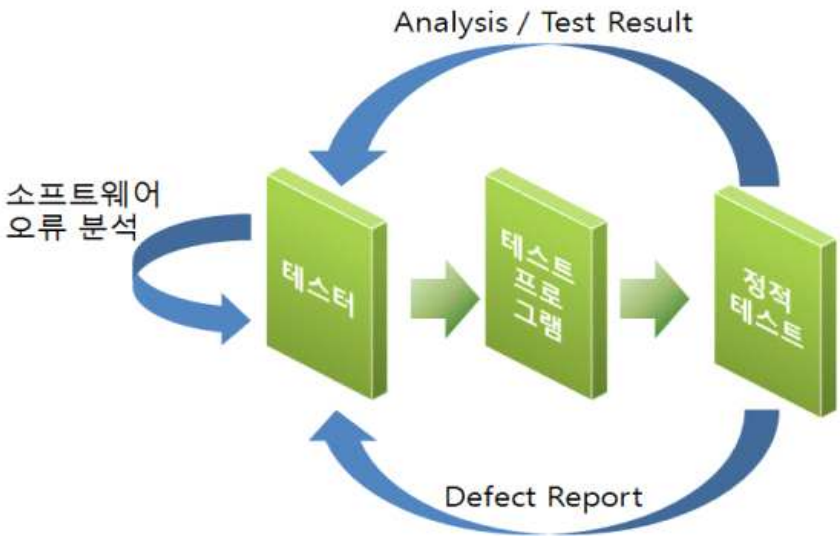
개발한 MFD 에 대한 비용 및 부품수 대비 국산화 율을 아래와 같이 분석하였다.

구분	국산화율	비고
부품 수에 따른 국산화율	90%	일부 수입부품 (LCD 및 터치패널) 을 제외한 H/W 및 S/W 자체 개발 및 제작
부품 비용에 따른 국산화율	74%	

카. 신뢰성 시험

신뢰성 시험에 필요한 사전연구를 다음과 같이 수행하였다.

- 정적 분석 소프트웨어를 이용하여 소스코드를 분석함으로써 개발된 소프트웨어의 코드 및 소프트웨어 로직에 대한 신뢰성을 확보하며, 단위테스트, 통합테스트를 통해서 소프트웨어 요구사항에 대한 신뢰성을 확보한다. 또한 테스터의 독립성을 유지하여 테스트 결과의 신뢰성을 확보한다. 정적 분석은 만들어진 프로그램을 실제 실행하지 않고 소스 코드를 이용하여 소프트웨어의 오류를 분석하는 방법이다. 소프트웨어 품질 향상을 위해 Code Review, Quality Review, Design Review, Data Flow Analysis, Data/Control Coupling Analysis, Dynamic Data Coupling Analysis를 실시한다. 이러한 Analysis/Test의 결과물과 Defect Report를 이용하여 위험 데이터 검출 및 국제 표준 코딩 룰을 이용한 잠재적 결함 발견, 소프트웨어 품질 측정을 위한 매트릭스 산출과 만들어진 함수들의 관계를 파악함으로써 개발되는 소프트웨어 코드, 구조, 로직의 신뢰성을 확보한다.
- S/W 검증 및 확인은 인증기관인 소프트웨어시험인증연구소(TTA)에 의뢰하여 Verification & Validation(V&V) 시험을 수행한다. 소프트웨어 기능, 성능을 시험하고 시험결과서를 TTA로부터 제공받는다.



타. KC 인증시험 준비

본 MFD는 일반항공기용이 아닌 경량항공기용으로 제작되므로 일반 상용 전자장비 인증에 적용되는 KC인증을 받기위한 준비를 하였다. KC적합등록에 필요한 인증시험은 다음과 같다.

순번	항목	기준	내용	비 고
1	전자파 장해방지	KN32	• 방사성 방해시험 (1Ghz 이하) • 방사성 방해시험 (1Ghz 초과)	KC인증 (전자파 적합등록)
2	전자파 내성	KN35	• 정전기 방전 내성시험 • 방사성 RF 전자기장 내성시험	

이외에 별도의 온도, 진동 및 충격시험을 위한 준비를 한다.
각 시험항목에 대한 기준은 다음과 같으며, 규격은 MIL-STD를 참고하여 선정하였다.

순번	항목		기준	내용	비고
1	온도	고온	DO-160G	• DO-160G Section 4 Category A1 • 고온조건 : 55 ℃, 온도변화율 : 1 ℃/min, T1-T2 : 2 시간, Test : 2 시간	시험 성적서 발급 (공인기관에서 수행)
		저온	DO-160G	• DO-160G Section 4 Category A1 • 온조건 : -15 ℃, 온도변화율 : 1 ℃/min, T1-T2 : 2 시간, Test : 2 시간	
2	진동시험		DO-160G	• DO-160G Section 8 Category S • 상기 시험 규격의 진동시험 프로파일에 의한 시험	
3	충격시험		DO-160G	• DO-160G Section 7 Category A • 최대 6g (상기 시험규격의 충격시험 프로파일에 의한 시험) • 6방향, 각방향당 2회	

파. MFD 성능시험

1) S/W 기능시험

시험에 사용된 소프트웨어에 대한 시험결과는 아래와 같으며, 본 시험 결과서를 통해서 SW 요구사항 명세서에 기록된 SW 요구사항에 대하여 기능 구현 사항이 다음과 같이 충족되었다.

시험 식별자	내 용	판정	품질보증 방법	시험결과서 항목
T-MFD-SFR-001	소프트웨어 실행 시험	양호	데모	6.1
T-MFD-SFR-002	키 입력 처리 시험	양호	데모	6.2
T-MFD-SFR-003	Pitch 표시 시험	양호	데모	6.3
T-MFD-SFR-004	Heading 표시 시험	양호	데모	6.4
T-MFD-SFR-005	Roll 표시 시험	양호	데모	6.5
T-MFD-SFR-006	Turn Rate 표시 시험	양호	데모	6.6
T-MFD-SFR-007	Indicated Air Speed 표시 시험	양호	데모	6.7
T-MFD-SFR-008	True Air Speed 표시 시험	양호	데모	6.8
T-MFD-SFR-009	Altitude 표시 시험	양호	데모	6.9
T-MFD-SFR-010	Vertical Speed 표시 시험	양호	데모	6.10
T-MFD-SFR-011	목표방향 표시 시험	양호	데모	6.11
T-MFD-SFR-012	고도 보정 값 표시 시험	양호	데모	6.12
T-MFD-SFR-013	비행 시간 표시 시험	양호	데모	6.13
T-MFD-SFR-014	시간 표시 시험	양호	데모	6.14
T-MFD-SFR-015	Engine Manifold Pressure 표시 시험	양호	데모	6.15
T-MFD-SFR-016	Engine RPM 표시 시험	양호	데모	6.16
T-MFD-SFR-017	Exhaust Gas Temperature 표시 시험	양호	데모	6.17
T-MFD-SFR-018	Cylinder Head Temperature 표시 시험	양호	데모	6.18
T-MFD-SFR-019	Battery Volt 표시 시험	양호	데모	6.19
T-MFD-SFR-020	Battery AMPS 표시 시험	양호	데모	6.20
T-MFD-SFR-021	Fuel Pressure 표시 시험	양호	데모	6.21
T-MFD-SFR-022	Fuel Flow 표시 시험	양호	데모	6.22
T-MFD-SFR-023	Fuel Quantity 표시 시험	양호	데모	6.23
T-MFD-SFR-024	Oil PSI 표시 시험	양호	데모	6.24
T-MFD-SFR-025	Oil Temperature 표시 시험	양호	데모	6.25
T-MFD-SFR-026	화면 모드 전환 시험	양호	데모	6.26
T-MFD-SFR-027	백라이트 조절 시험	양호	데모	6.27
T-MFD-SFR-028	시간 설정 시험	양호	데모	6.28
T-MFD-IEIR-001	엔진 및 비행 데이터 수신 시험	양호	데모	6.29

① 소프트웨어 실행 시험

MFD 설정에 따라 3회 MFD 장비를 On, Off 한 결과 EFI&EMS 전체화면, 전자지도 전체화면, EFI&EMS 및 전자지도 분할화면이 실행 된 것을 확인 하였다.



② 키입력 처리시험

상단 노브 회전, 상단 노브 클릭, 하단 노브 회전, 하단 노브 클릭, 상단 버튼 4개, 하단 버튼 3개의 작동을 모두 확인하였다.



③ Pitch 표시 시험

엔진 및 비행 데이터 시뮬레이션 소프트웨어 에서 5도 단위로 값을 입력하여 MFD 장비에 Pitch 값이 정상적으로 표시되는 것을 확인하였다.





④ Heading 표시 시험

Heading 값이 0에서 359 까지 정상적으로 표시됨을 확인하였다.



⑤ Roll 표시 시험

Roll 값이 60에서 -60 까지 0에서 359 까지 정상적으로 표시됨을 확인하였다.



⑥ Turn Rate 표시 시험

Turn Rate 값이 3에서 -3까지 정상적으로 표시됨을 확인하였다.



⑦ Indicated Air Speed 표시 시험

Indicated Air Speed가 0에서 500 까지 정상적으로 표시됨을 확인하였다.



⑧ Trun Air Speed 표시 시험

True Air Speed가 0에서 500 까지 정상적으로 표시됨을 확인하였다.



⑨ Altitued 표시 시험

Altitude 값이 0에서 65000 까지 정상적으로 표시됨을 확인하였다.



⑩ Vertical Speed 표시 시험

Vertical Speed가 2000 에서 -2000 까지 정상적으로 표시됨을 확인하였다.



⑪ 목표방향 표시 시험

목표 방향이 0에서 359까지 정상적으로 표시됨을 확인하였다.



2) MFD환경시험

① 고온시험

- 시험규격 : DO-160G Section 4 Category A1
- 시험방법 : 고온조건 : 55 ℃, 온도변화율 : 1 ℃/min, T1-T2 : 2 시간, Test : 2 시간
- 성능검사 : 시험품에 전원을 연결하여 각 기능별 동작 실시.
- 판정기준 : 시험 후 시험품 외관 변화유무 육안검사 실시.
  시험 전, 중, 후 성능검사를 실시하여 기능별로 동작되는지 확인.
- 시험결과 : 시험 후 외관 및 육안검사 특이사항 없음
  시험 전,중,후 성능검사 결과 동작함











② 저온시험

- 시험규격 : DO-160G Section 4 Category A1
- 시험방법 : 저온조건 : -15 ℃, 온도변화율 : 1 ℃/min, T1-T2 : 2 시간, Test : 2 시간
- 성능검사 : 시험품에 전원을 연결하여 각 기능별 동작 실시.
- 판정기준 : 시험 후 시험품 외관 변화유무 육안검사 실시.
  시험 전, 중, 후 성능검사를 실시하여 기능별로 동작되는지 확인.
- 시험결과 : 시험 후 외관 및 육안검사 특이사항 없음
  시험 전,중,후 성능검사 결과 동작함





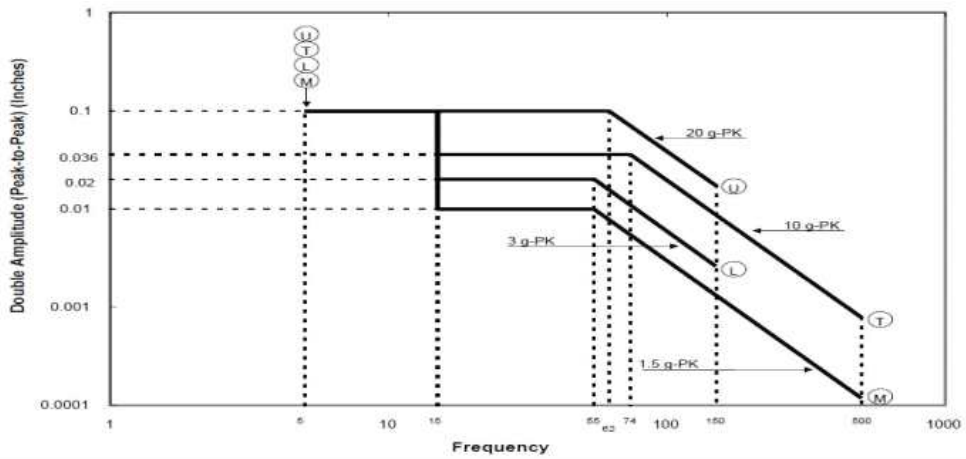




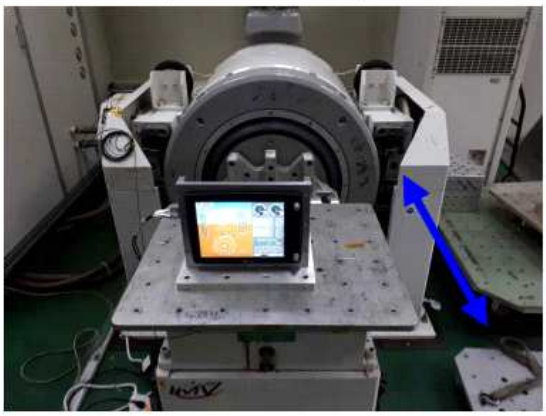


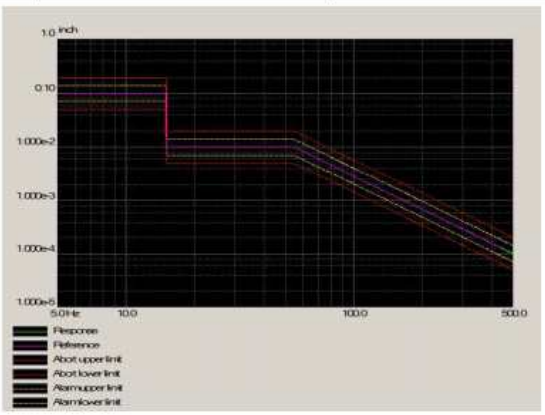
③ 진동시험

- 시험규격 : DO-160G Section 8 Category S
- 시험방법 : 하기 진동시험 프로파일에 의함
- 성능검사 : 시험품에 전원을 연결하여 각 기능별 동작 실시.
- 판정기준 : 시험 후 시험품 외관 변화유무 육안검사 실시.
  시험 전, 중, 후 성능검사를 실시하여 기능별로 동작되는지 확인.
- 시험결과 : 시험 후 외관 및 육안검사 특이사항 없음
  시험 전,중,후 성능검사 결과 동작함



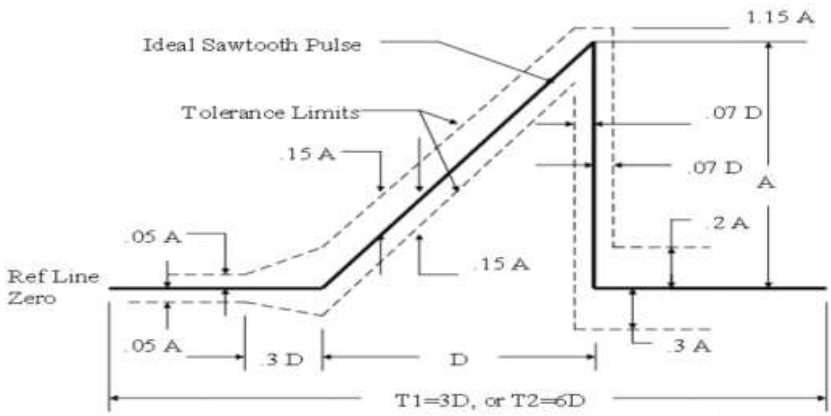
주파수 [Hz]	변위 [inch]	Sweep 주기	방향	시간
5	0.1	1.0 Oct/min	3 축 (상하, 전후, 좌우)	각 축 당 1 시간
15	0.1			
15.01	0.01			
55	0.01			
500	0.0001			





④ 충격시험

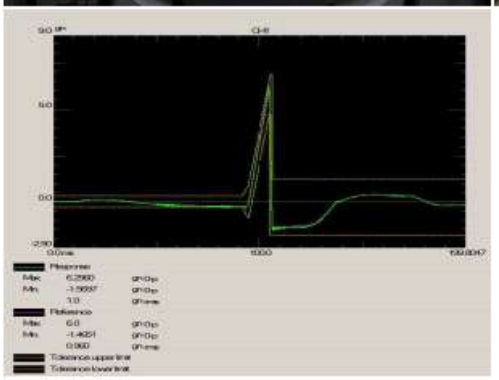
- 시험규격 : DO-160G Section 7 Category A
- 시험방법 : 하기 충격시험 프로파일에 의함
- 성능검사 : 시험품에 전원을 연결하여 각 기능별 동작 실시.
- 판정기준 : 시험 후 시험품 외관 변화유무 육안검사 실시.
  시험 전, 중, 후 성능검사를 실시하여 기능별로 동작되는지 확인.
- 시험결과 : 시험 후 외관 및 육안검사 특이사항 없음
  시험 전,중,후 성능검사 결과 동작함



파형	가속도 [g]	지속시간 [ms]	방향	횟수
톱니파형	6	11	6 방향 (상, 하, 전, 후, 좌, 우)	각 방향 당 2 회





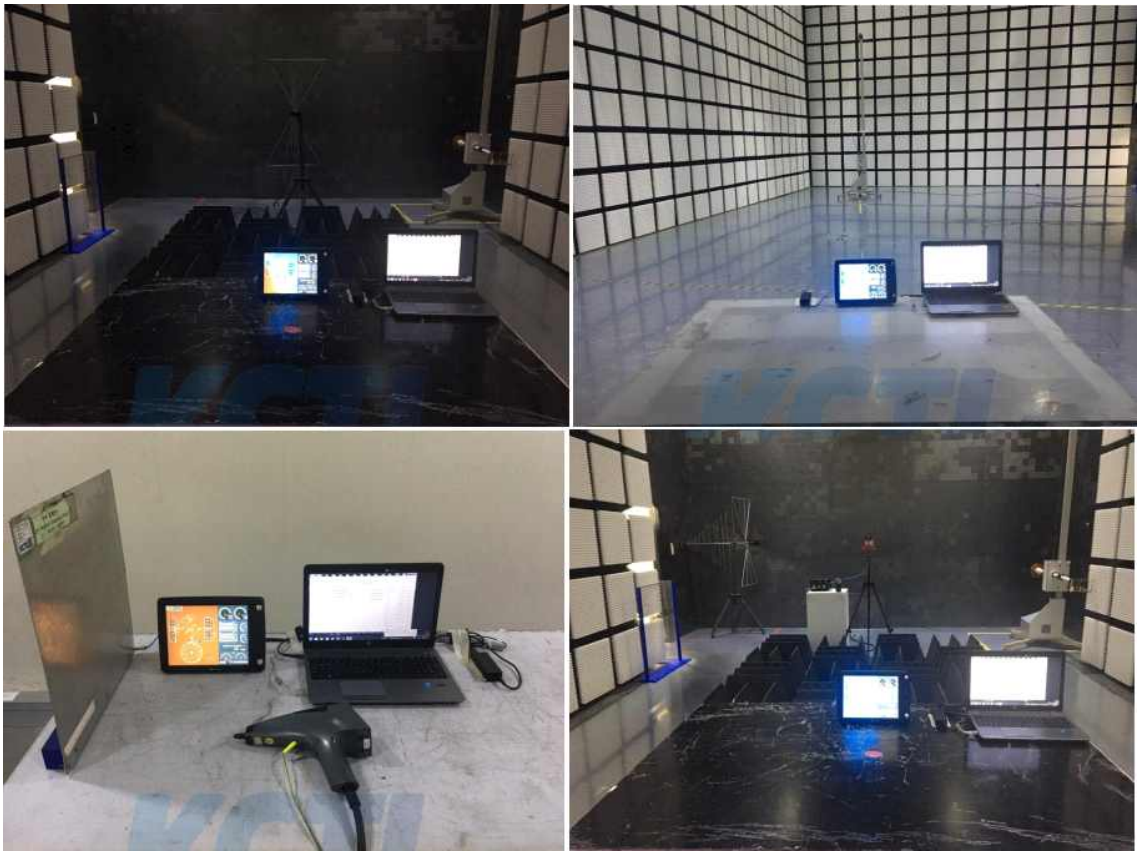




3) MFD 전자파 시험

전자파 시험 전문기관에 의뢰하여 KC인증을 위한 전자파 시험을 진행하였다.

- 시험기관 : KCTL
- 시험 기간 : 2016년 12월 ~ 3월
- 시험결과 : 전자파 적합성 기준 만족



4) MFD 육상시험

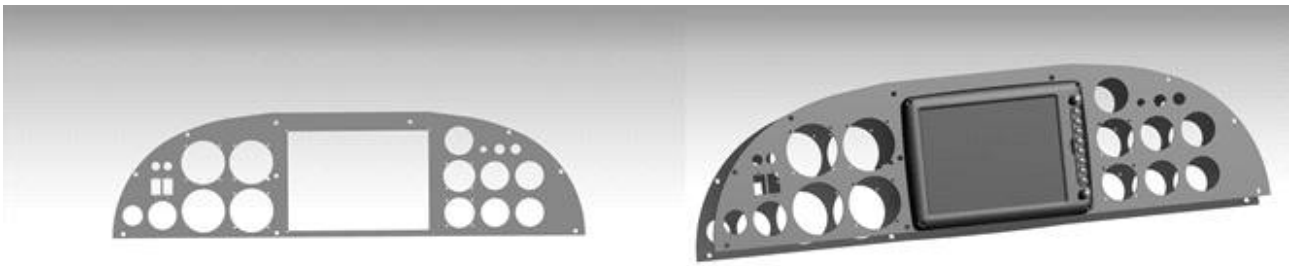
MFD시제품을 차량에 장착하여 차량운항을 통한 육상 시험을 진행하였다.

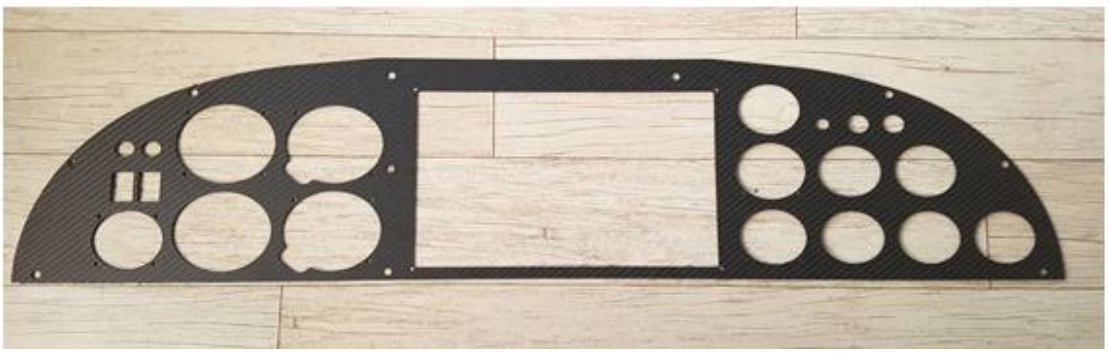
- 시험기간 : 2017년 1월~6월
- 운항거리 : 약 2000km
- 시험방법 : 개발담당자 차량 2곳에 MFD 시제품을 설치하여 도로주행 Test 진행
- 시험결과 : MFD 항법 정보 정상 출력
  MFD 항공 네비게이션 정상 출력
  기타 프로그램 오류 현상 없음



5) MFD 비행시험

- 시험기간 : 2017년 7월~9월
- 시험장소 : 구미 푸른하늘 항공
- 시험방법 : 구미 푸른하늘 항공社 보유 경항공기의 계기판에 MFD 시제품을 장착하여 비행시험 수행
  MFD 장착을 위해 계기판 판넬 설계 및 제작 수행









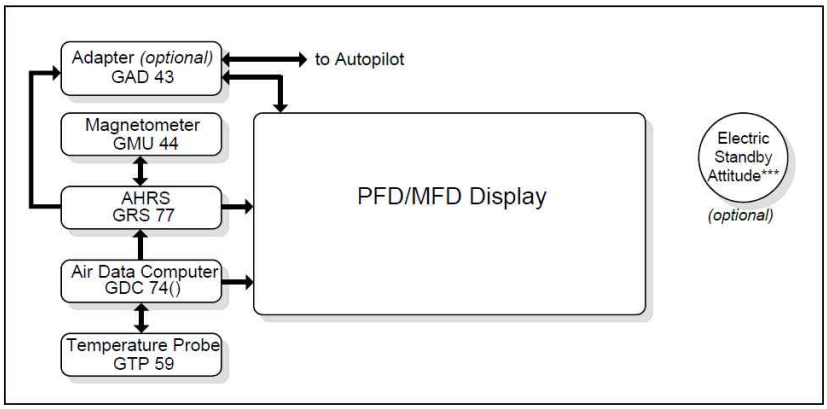
- 시험결과

비행기 등록번호	HL-C075 (경량비행기)	비행기종	사바나 S
조종사	류재문	자격번호	15-000267
시험장소	경북 구미 푸른하늘 항공		
시험 기간	2017년 7월 21일 ~ 2017년 8월 30일		20시간
시험비행 구간	경북 구미,상주,의성, 안동,영덕,충북 영동, 충남 금산,경남 합천	시험 비행고도	1000FT 에서 4000 FT
시험 내용	1. 계기 작동 여부 2. 조작 편리성 및 사용 문제점 3. 장시간 작동시 작동 여부 4. 기타		
시험결과	1. MFD S/W 기능 정상동작 2. 항공네비게이션 기능 정상동작 3. MFD H/W 관련 특이사항 없음 4. 시험중 보완사항 - 사용자 요구사항에 의한 화면 구성등의 S/W 보완 진행 MFD에 표시되는 자세정보의 최적화를 위한 자세측정센서 세팅값 최적화 진행.		

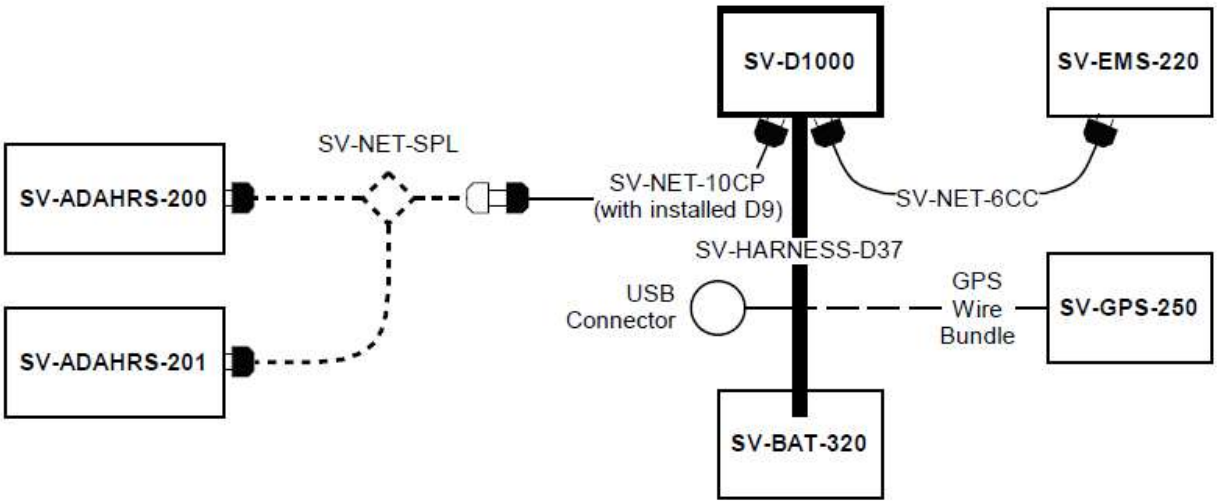
하. MFD 해외 기술에 대한 차별화 방안

타사의 제품으로 EMS/EFIS/EMD를 구현할 경우 각 제품의 구성방법은 다음과 같다.

- 가민



- 다이논



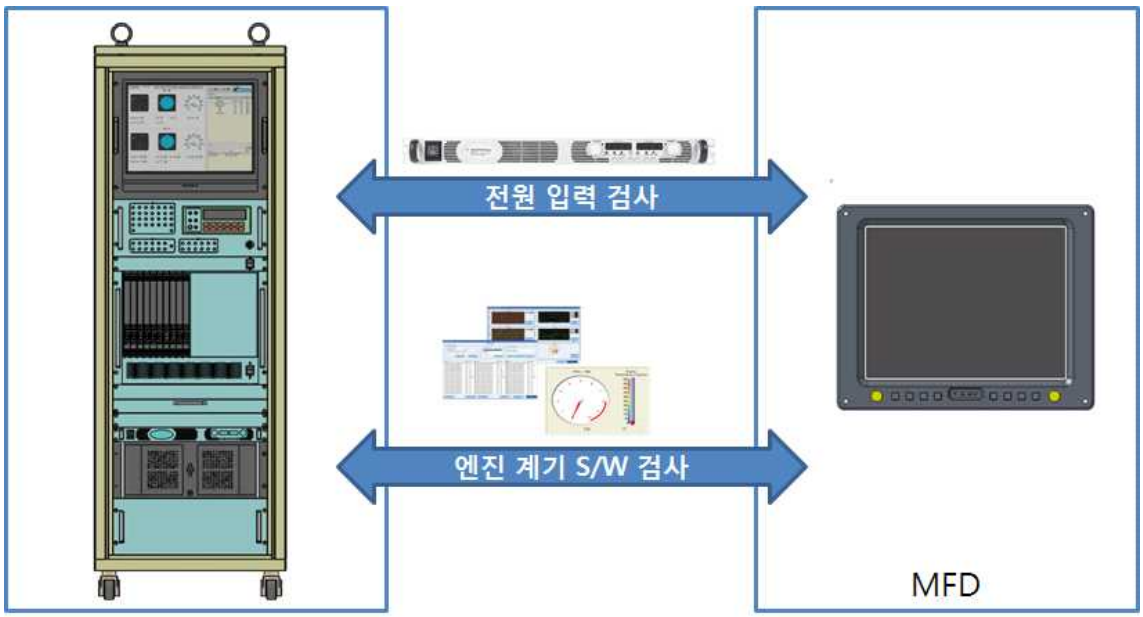
개발되는 제품으로 구성하는 경우는 위의 제품들과 달리 아래와 같이 본체에 모든 기능을 내장함으로써 구성이 간단하여 충분한 경쟁력을 갖추고 있다고 하겠다.

또한 EMD 기능에 타사의 제품에 비해 국내 전문업체가 개발한 항공 네비게이션의 장점을 도입함으로써 사용자에게 다양한 편의성을 제공한다.

3. MFD용 점검장비 개발

가. 점검장비 요구도분석

MFD 점검장비의 기능은 MFD의 전원 공급 및 MFD로 입력되는 Voltage Sensor, Voltage Type Sender, Current Type Sender, Active Voltage output sender, Fuel flow sender, Manifold pressure sensor, Thermocouple, RPM sensor, Altitude Encoder 등의 각종 센서의 신호를 모사하여 MFD가 정상적으로 동작하는지의 여부를 확인하는데 목적이 있다. 점검장비를 통해서 MFD의 전원을 공급하고 각종 센서의 신호를 모사하며 MFD의 센서 인터페이스 기능을 점검한다.



MFD연동센서의 기능을 분석한 내용은 아래 표와 같다.

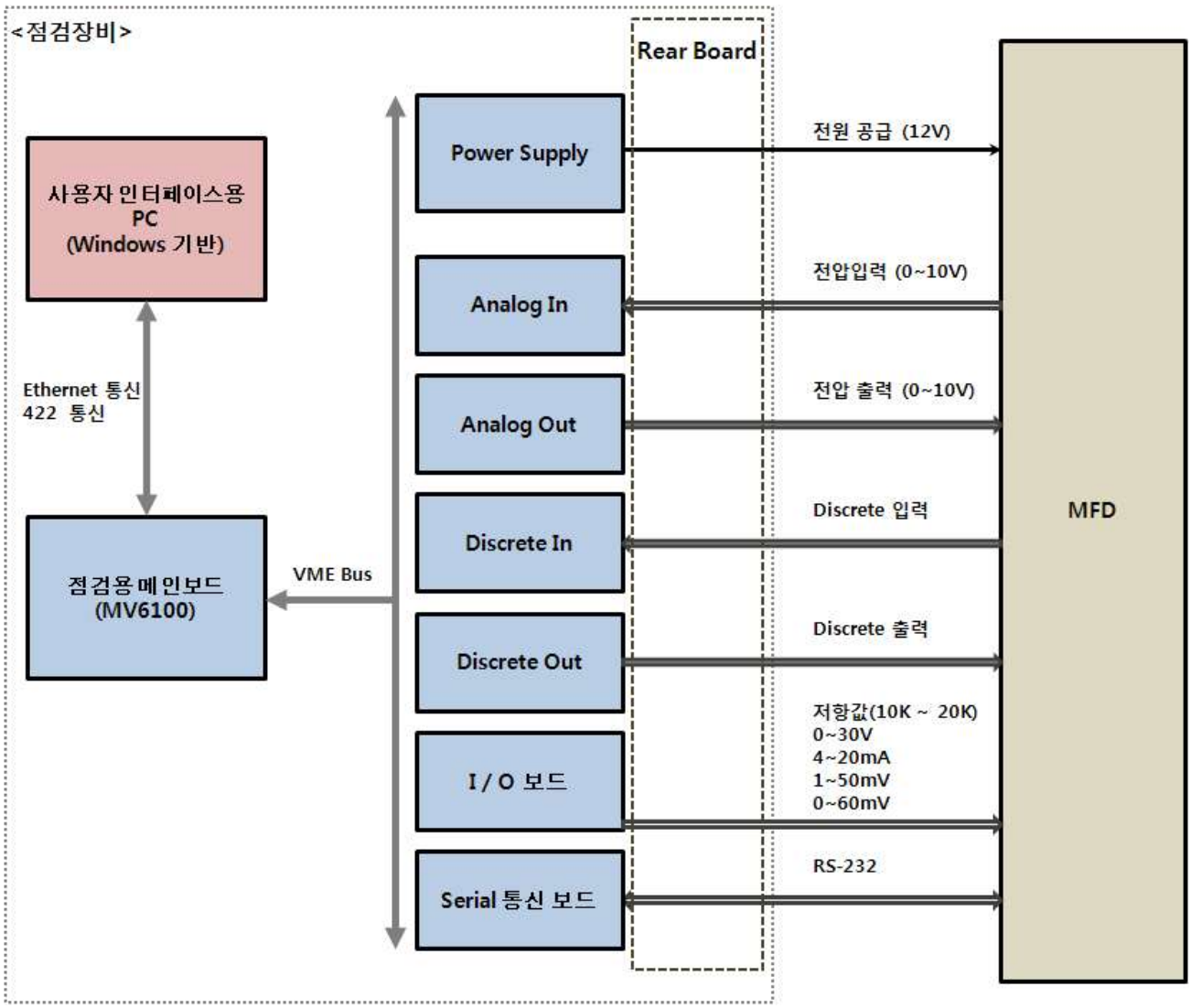
센서	입출력	용도	MFD 기능
Voltage Sensor	출력	전압 출력	입력전압 표시
Voltage Type Sender	출력	온도/압력/유량을 저항값으로 출력	저항값을 온도/압력/유량값으로 표시
Current Type Sender	출력	온도/압력/유량을 전류값으로 출력	전류값을 온도/압력/유량값으로 표시
Active Voltage output sender	출력	온도/압력/유량을 전압값으로 출력	전압값을 온도/압력/유량값으로 표시
Manifold pressure sensor	출력	압력을 저항값으로 출력	저항값을 압력(PSI)으로 표시
Thermocouple	출력	온도를 전압값으로 출력	전압값을 온도(℃)값으로 표시
Amps Shunt	출력	1mV ~ 50mV	1mV ~ 50mV
RPM sensor	출력	RPM을 PULSE로 출력	PULSE를 RPM으로 표시

나. 점검장비 개념설계

사용자 인터페이스용 컴퓨터는 점검장비의 VME 컴퓨터 모듈에게 사용자가 점검명령을 수행하기 위한 사용자 인터페이스를 제공한다. 또한 사용자 인터페이스용 컴퓨터는 점검장비와 RJ-45 와 RS-422 케이블로 연결되어 있으며 TCP/IP를 이용하여 점검 장비와 통신한다.

주제어보드는 점검장비 콘솔 내부에서 외부 입력 신호 및 출력 신호에 대한 입출력 명령처리를 통합 관리하는 보드로서 외부에서 발생하는 제어명령을 수행하고 그 결과를 보고하는 역할을 담당한다.

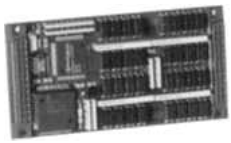
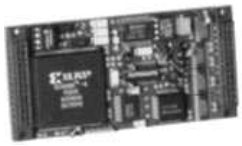
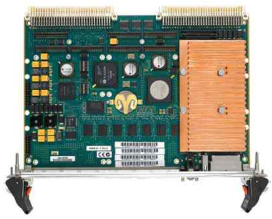
입출력보드는 외부 Discrete 입출력 신호 및 Analog 입출력 신호에 대한 이상 유무 판단을 위한 신호를 수집 또는 발생한다.



다. MFD용 점검장비 상세설계

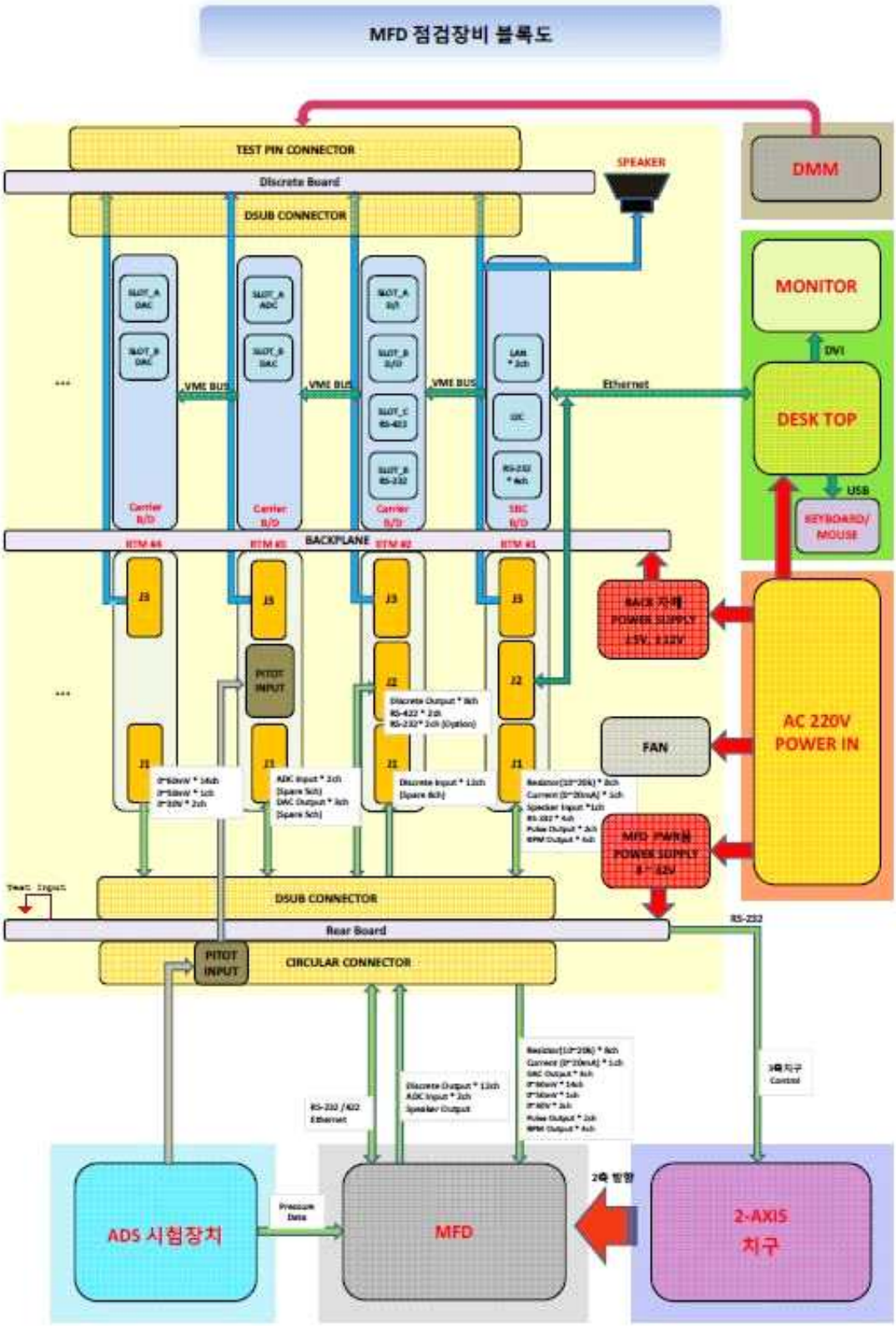
MFD(Multiple Function Display) 점검장비의 기능은 MFD의 전원 공급 및 MFD로 입력되는 각종 Sensor 신호를 모사하여 MFD가 정상적으로 동작하는지의 여부를 확인하는데 있다. 다음과 같은 기능들을 구성하기 위한 회로설계 및 PCB Artwork 설계를 진행하였다. 자체 설계한 하드웨어 구성품은 총 6종이며, RTM #1, RTM #2, RTM #3, RTM #4, Discrete B/D, Rear B/D로 구성된다.

MFD 점검장비 상용 구성품은 다음과 같다.

구분	형상	기능
D/O 보드		Industry Pack mezzanine digital output module
D/I 보드		Industry Pack mezzanine digital input module
A/I 보드		Industry Pack mezzanine analog Input module
A/O 보드		Industry Pack mezzanine analog output module
Serial 통신 보드		Industry Pack mezzanine Serial Communication module
Carrier 보드		IP 보드 인터페이스용
PPC 보드		MFD와의 신호 처리 및 제어용
Discrete Panel		외부 점검용 Test Point

구분	형상	기능
전원공급기		내부 및 외부 전원 공급용
VME SUBRACK		VME BUS Interface용 Carrier 보드 및 RTM 보드 장착
DMM		MFD 입/출력 신호 측정용
19“ LCD Monitor		사용자 인터페이스용
데스크탑 PC		사용자 인터페이스용
키보드 / 마우스		사용자 인터페이스용
보관함		케이블 및 악세서리 보관용
렉 전원공급기		VME Subrack Power 공급용

MFD 점검장비의 세부 블록도는 다음과 같다.



1) MFD 전원공급

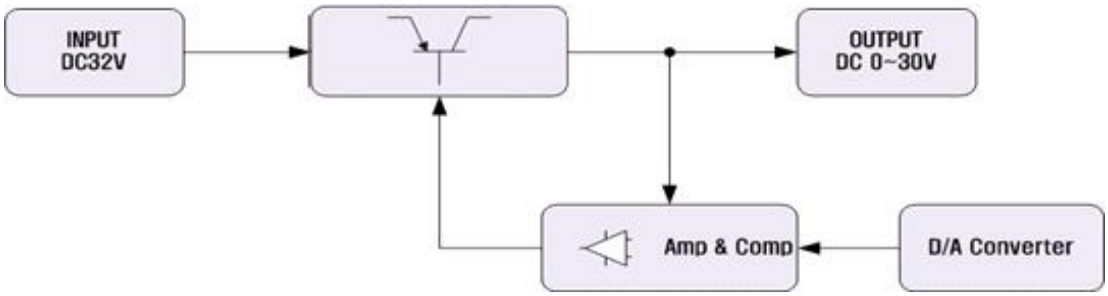
MFD 8V~32V DC Power는 다음 그림과 같이 Power Supply를 통해 구현한다.



전원공급 방안도

2) Voltmeter 출력신호 구현 방안

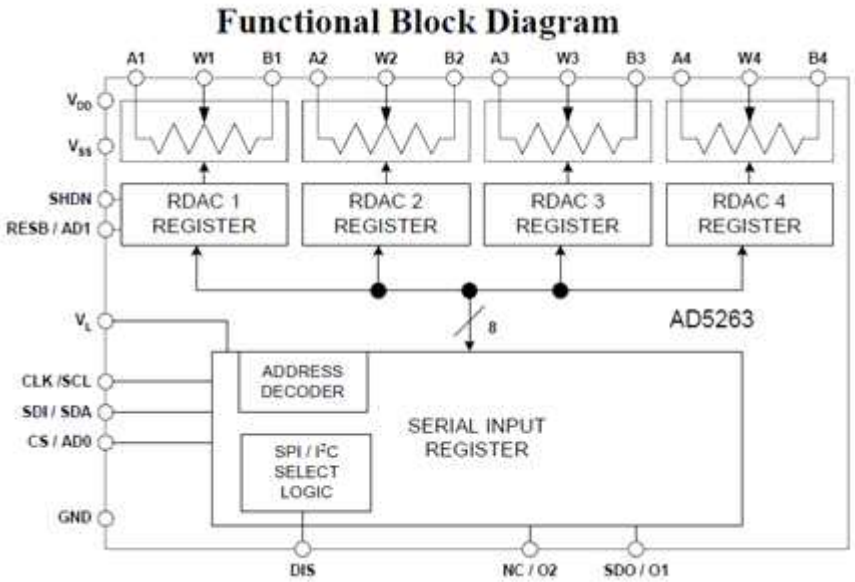
0V~30V DC 출력 2채널을 다음과 같이 구현한다. 세부사항은 [그림 9]에서 표현한다.



MFD Voltage Sensor 방안도

3) 저항값 출력 구현 방안

10k~20k 저항값 8채널 출력은 AD5263 Potentiometer를 사용하여 구현한다.



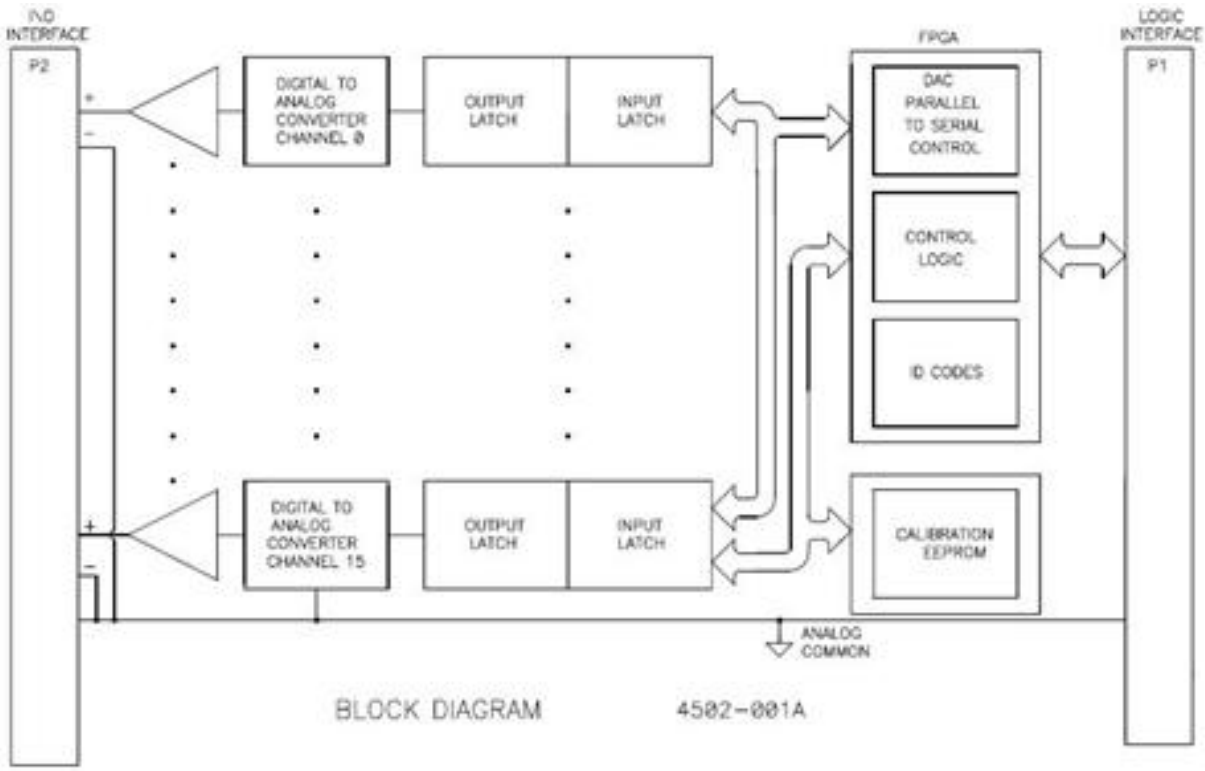
Potentiometer 내부 구성도

4) Analog 출력신호 구현 방안

0V~60mV 및 0V~5V 출력을 상용 DAC모듈(IP231)을 이용하여 구현한다. 상용 DAC에서 나온 출력 신호는 [그림 6]과 OP AMP단을 설계해서 최종 출력을 구현한다.



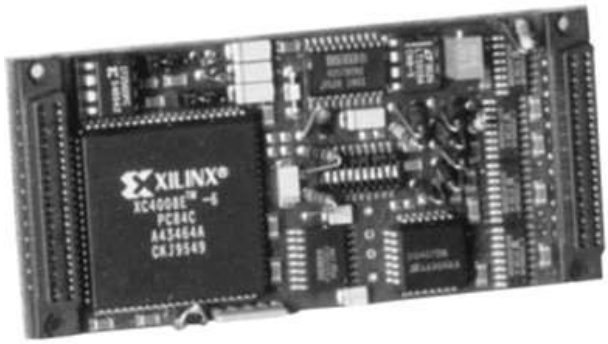
IP231 상용 DAC모듈 형상



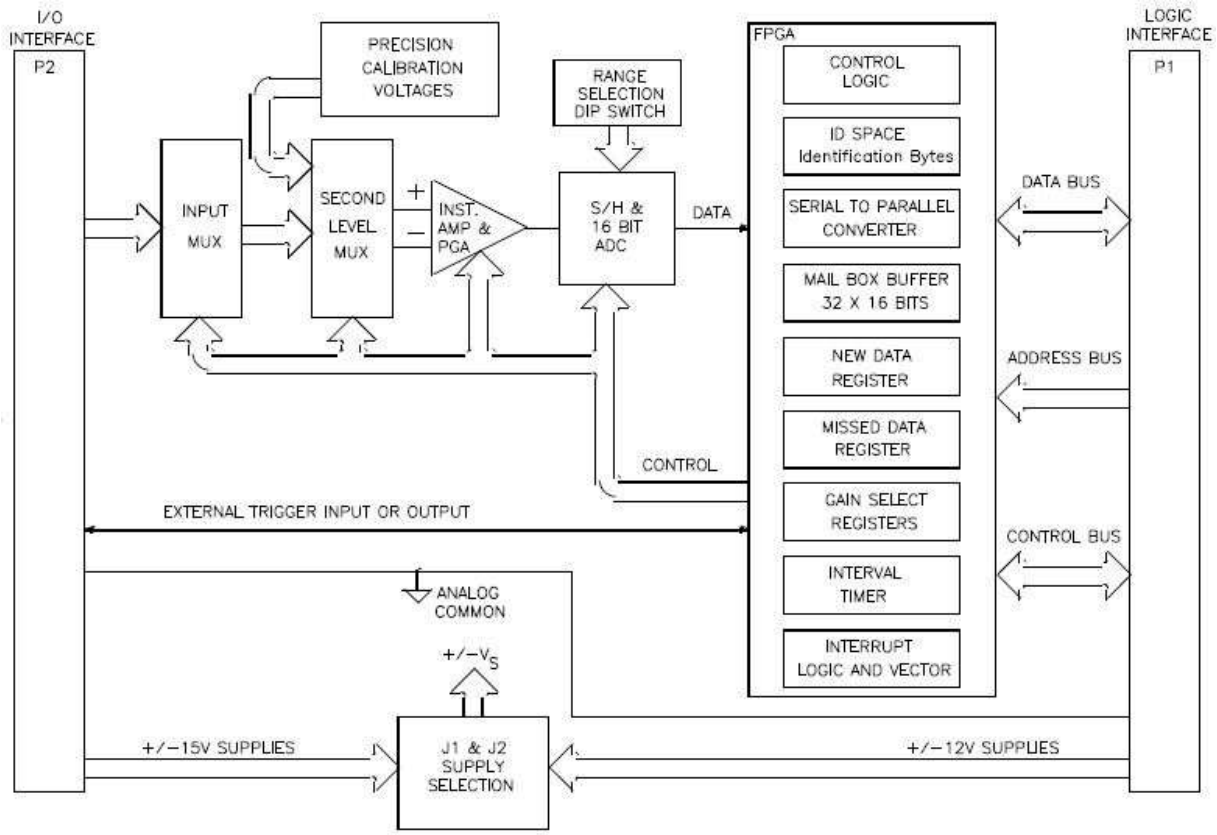
IP231 상용 DAC모듈 블록도

5) Analog 입력신호 구현 방안

5V 및 12V DC 입력 신호는 상용 ADC모듈(IP330A)을 이용하여 구현한다.



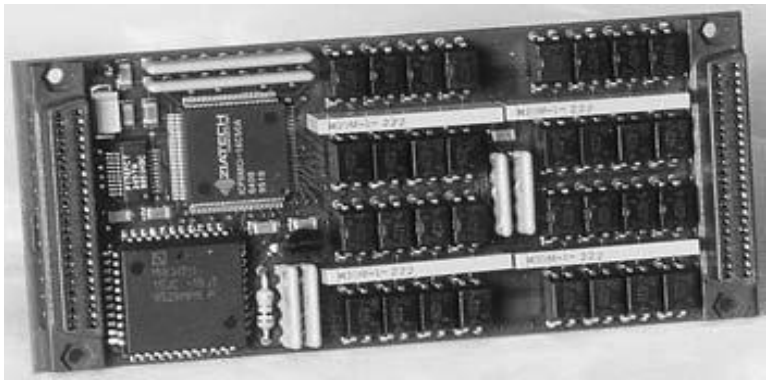
IP330A 상용 ADC모듈 형상



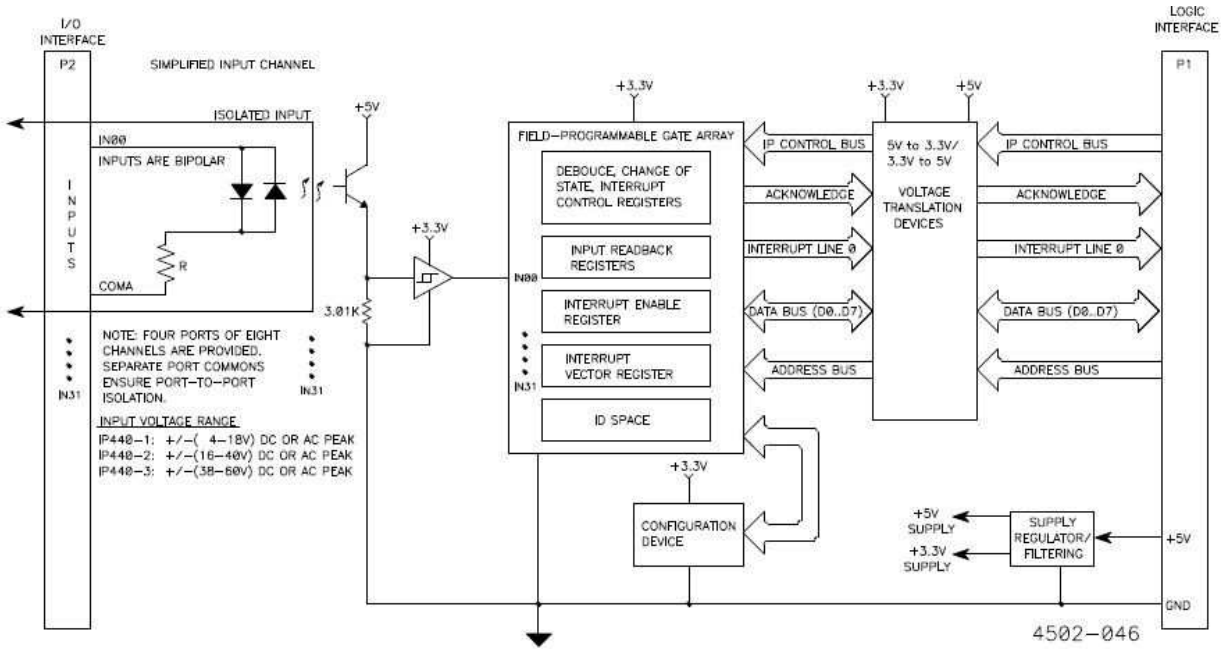
IP330A 상용 ADC모듈 블록도

6) Discrete 입력신호 구현 방안

Open/GND 입력신호 12채널은 상용 Discrete 입력모듈(IP440A)을 이용하여 구현한다.



IP440A 상용 Discrete 입력모듈 형상



IP440A 상용 Discrete 입력모듈 블록도

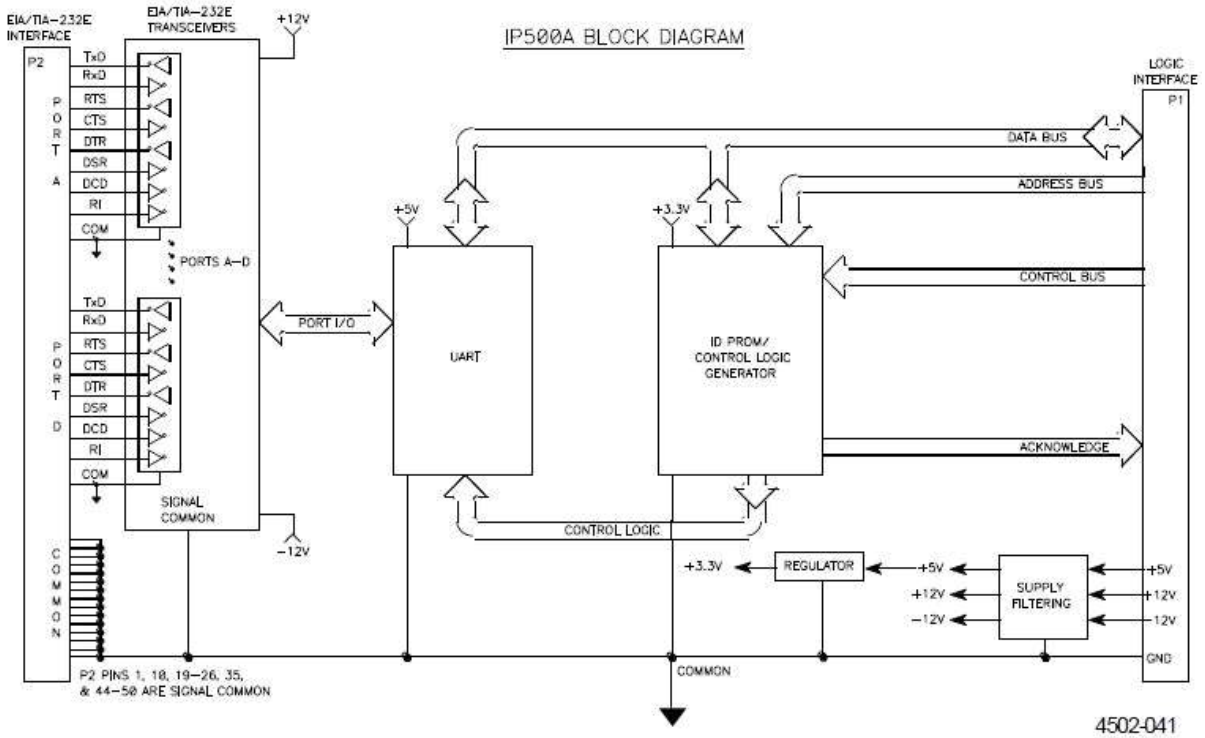
7) 시리얼 통신 구현 방안

시리얼 통신 기능은 RS-232, RS-422을 지원하는 상용모듈을 이용하여 구현한다.

가) RS-232 인터페이스

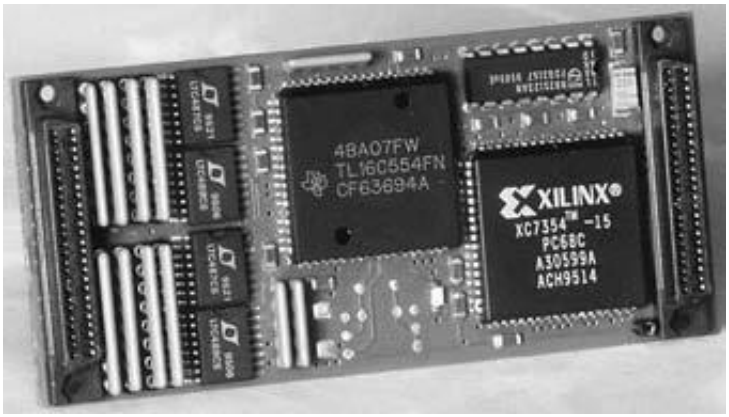


IP500A 상용 RS-232 통신모듈 형상

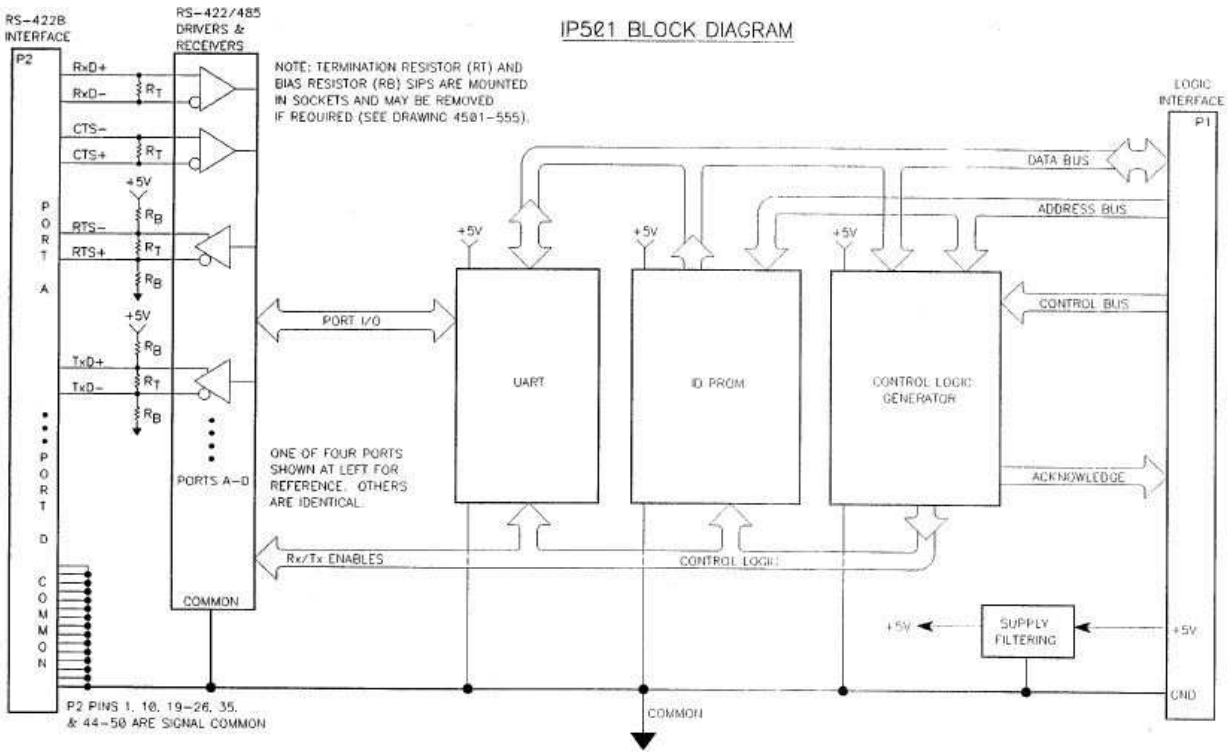


IP500A 상용 RS-232 통신모듈 블록도

나) RS-422 인터페이스



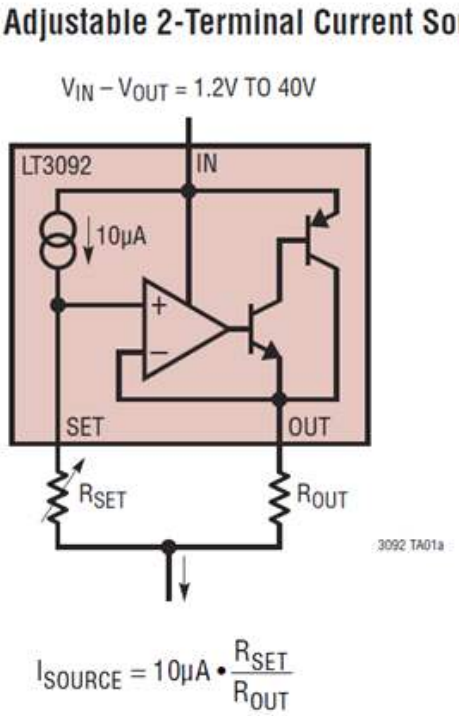
IP501 상용 RS-422 통신모듈 형상



IP501 상용 RS-422 통신모듈 블록도

8) 전류값 출력 구현 방안

4mA~20mA 1채널 전류값 출력은 LT3092 Current Source IC를 사용하여 구현한다.



Current Source IC 내부 구성도

9) 경고음 입/출력 구현 방안

경고음 입/출력은 MFD로부터 신호를 받아 30phi Speaker를 통해서 출력한다.



경고음 입/출력 방안도

10) MFD 점검장비 구성 회로

MFD 점검장비 구성 회로는 자체 설계한 보드만 해당한다. 자체 제작 보드는 6종이며, RTM #1, RTM #2, RTM#3, RTM#4, Discrete B/D, Rear B/D로 구성된다.

가) RTM #1

RTM #1 보드는 저항값 출력 기능을 가진다. 저항값 출력은 [그림 14]와 같이 Potentiometer IC를 사용해서 저항값을 가변할 수 있다. I2C 인터페이스를 통해 제어된 Potentiometer는 B단자와 W단자 사이의 저항값을 출력할 수 있다. 저항값은 120Ohm ~ 20kOhm 의 출력 특성을 가진다.

Potentiometer 회로

RTM #1 보드는 전류값 출력 기능을 가진다. 전류값 출력은 [그림 14]와 같이 Current Source IC를 사용해서 전류값을 출력할 수 있다. RSET단의 저항값과 R49 저항값을 이용해서 전류값을 가변할 수 있다.

Current Source 회로

나) RTM #2

RTM #2 보드는 Discrete Input 기능을 가진다. [그림 15]는 Discrete Input Connection 회로이다.

Discrete Input Connection 회로

다) RTM #3

RTM #3 보드는 Analog 출력기능을 가진다. [그림 15]는 상용 DAC모듈에서 나온 Analog 신호를 OP AMP를 거쳐 요구사양에 맞는 레벨로 출력하는 회로이다. Analog 신호는 0mV~60mV, 0V~5V 레벨로 각각 출력한다.

Analog 출력 회로

RTM #3 보드는 Pitot 입력기능을 가진다. [그림 15]는 Pressure Sensor를 사용하여 압력을 받아서 Voltage로 출력한다. Pressure Sensor는 정압, 차압, 동압의 압력 값을 받아서 Voltage 레벨로 출력하는 기능을 갖는다.

Pressure Sensor 회로

라) RTM #4

RTM #4 보드는 0V~30V 출력기능을 가진다. [그림 15]는 Boost-up IC를 사용하여 15V to 32V로 변환하는 회로이다.

32V Boost-up 회로

RTM #4 보드는 [그림 19]와 같이 DAC을 통해서 제어하는 회로이다. PNP TR에서 나오는 출력값이 OP AMP를 통해 제어되어, 0V~30V 레벨의 신호를 출력한다.

0~30V Voltage Output 회로

RTM #4 보드는 OP AMP단의 양단의 전원을 공급하기 위해 [그림 15]와 같이 ±15V 출력 회로를 구성하였다.

±15V Voltage Output 회로

마) Discrete B/D

Discrete B/D는 MFD 점검장비의 입력 및 출력신호를 검증하기 위해서 [그림 15]와 같이 TP Connector를 통해 테스트 신호를 출력한다.

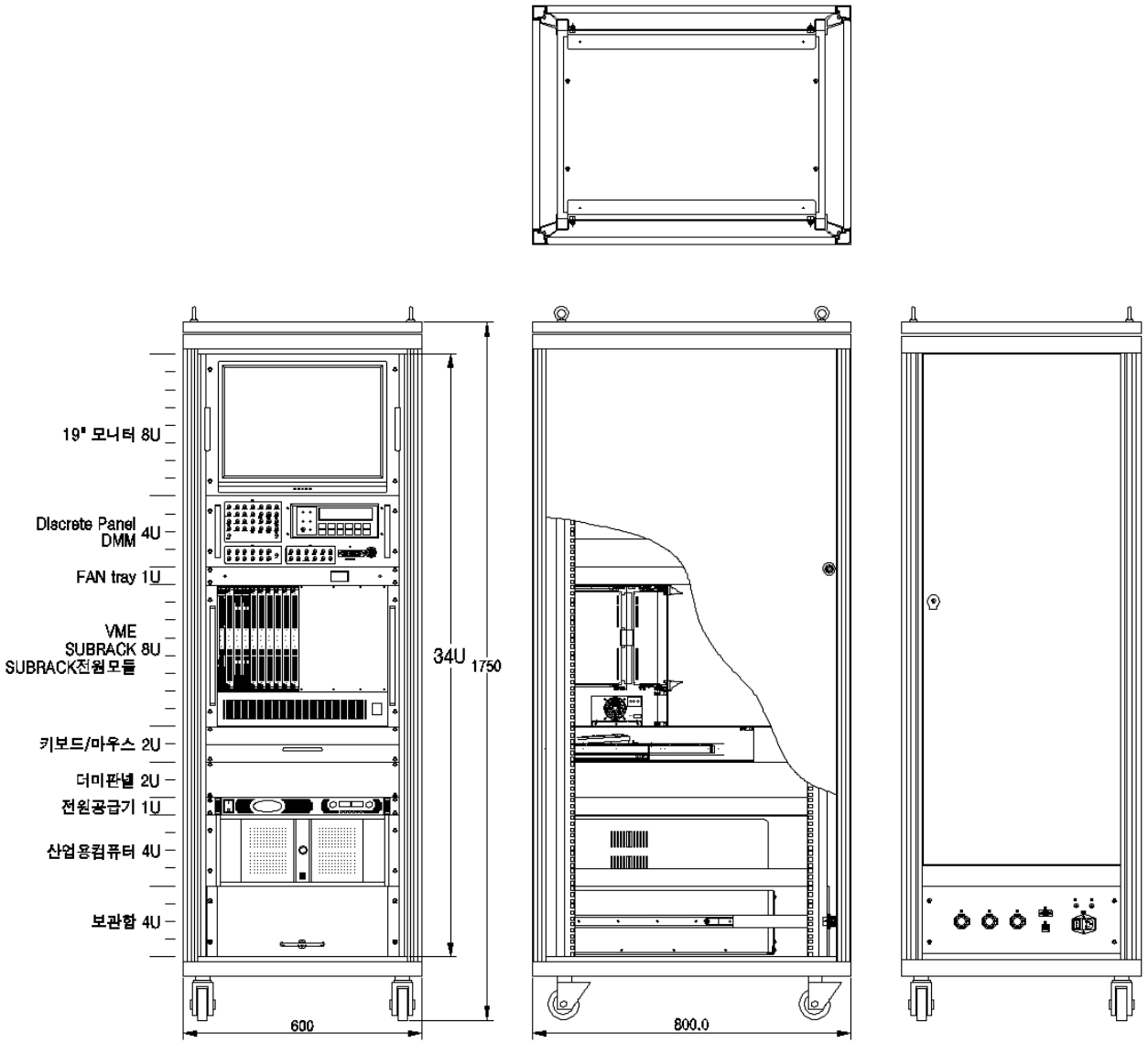
Connection 회로

바) Rear B/D

Rear B/D는 MFD 점검장비와 MFD를 서로 연결하는 보드이다. Circular Connector는 D-Shell size이며, 잘못된 연결을 방지하고자 다른 타입의 Connector로 구성된다.

외부 Interface 회로

거. 점검장비 기구설계



점검장비 설계 형상

점검장비 콘솔은 34U(1U=44.45mm) 높이의 19“표준콘솔(독일-Schroff사 제품)을 적용하여 그림과 같이 구성한다. 점검 입출력 영상을 확인하는 19”모니터를 맨 상단에 배치하고, 점검 시 식별기능을 높이고 점검의 편의성을 위해 Discrete Test Panel에 확인 LED 및 테스트 포인트 그리고 DMM(Digital Multimeter)를 내장 배치하였다.

VME SUBRACK 파트는 신호입출력 보드를 포함하는 19“ 표준(84HP, 21슬롯) VME SUBRACK을 장착하여 각종 캐리어보드 및 인터페이스 모듈을 장착하여 시험의 메인 기능을 담당하도록 한다. 6U VME보드가 장착되나 전원공급기를 내장하여 높이는 8U가 된다.
SUB RACK의 방열을 위해 1U 방열팬 유니트를 상부에 배치하였다. (방열팬 유니트는 ON/OFF 스위치가 부착된 제품으로 한다)
PC 입력을 위한 키보드 마우스 트레이는 슬라이드가 장착된 Drawer 형태로 구성한다. 키보드와 마우스는 무선 방식으로 하며 마우스 동작을 위한 공간을 위해 키보드/마우스 Drawer를 열어서 우측면에 별도의 마우스 선반을 장착하였다.



키보드/마우스 트레이 운용

키보드/마우스 Tray 하단은 빈 공간으로 2U 블랭크 판넬을 장착한다.
그 하단에 1U 전원공급기가 배치된다.
(품번 : N5766A / Agilent Technologies(US) 전압 : 40V, 전류 : 38A, 전력 : 1520W)
산업용 컴퓨터는 4U 높이의 19“ 랙마운트용을 장착한다.
맨 아래 칸에는 시험에 필요한 기자재 및 케이블류를 수납할 수 있는 4U 높이의 보관함을 둔다. 보관함 내부는 부품의 보호를 위한 완충재를 적용한다.



보관함 오픈



콘솔 팬

콘솔 내부 상단에는 방열을 위한 120x120 팬 4개가 부착된 FAN Tray를 장착하여 콘솔 내부 방열을 위한 Air flow를 형성하도록 한다.

콘솔 맨 하단에는 이동을 위한 바퀴(Caster)와 맨 상단에는 크레인을 통한 운반의 편의를 위해 아이볼트 4개소를 장착한다.



완성 콘솔 전면

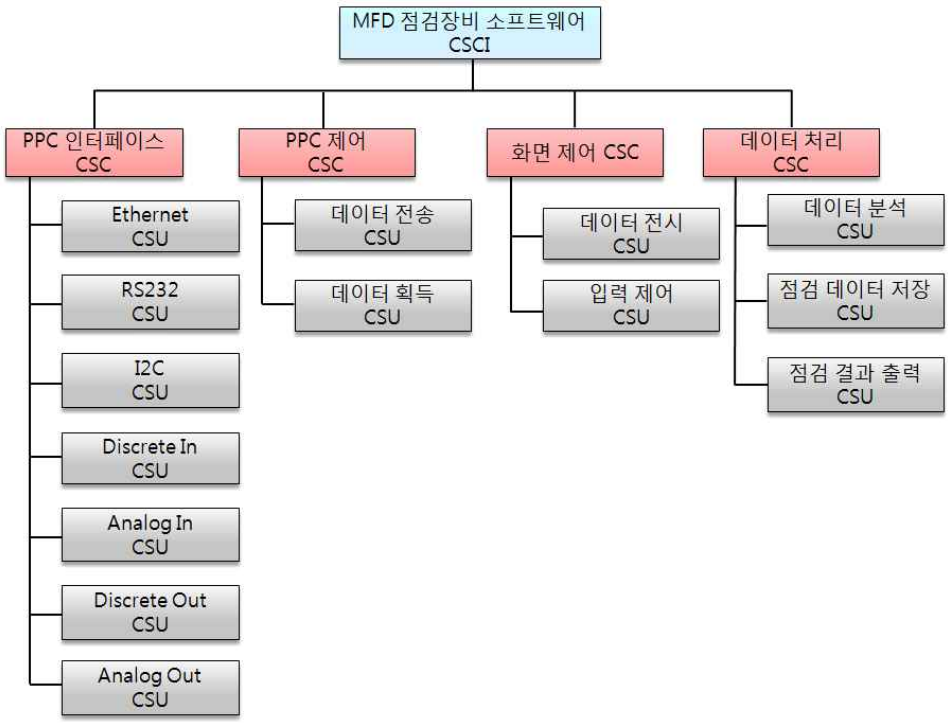


완성 콘솔 후면

너. 점검장비 S/W 개발

1) H/W 점검기능 구성

MFD 점검장비 S/W는 MFD 점검장비에 탑재되어 MFD 점검을 수행한다. MFD 점검장비 소프트웨어는 MFD 점검장비 소프트웨어 CSCI로 구성된다. MFD 점검장비 소프트웨어 CSCI는 PPC 인터페이스 CSC, PPC제어 CSC, PPC 제어 CSC, 화면 제어 CSC, 데이터 처리 CSC로 구성된다.

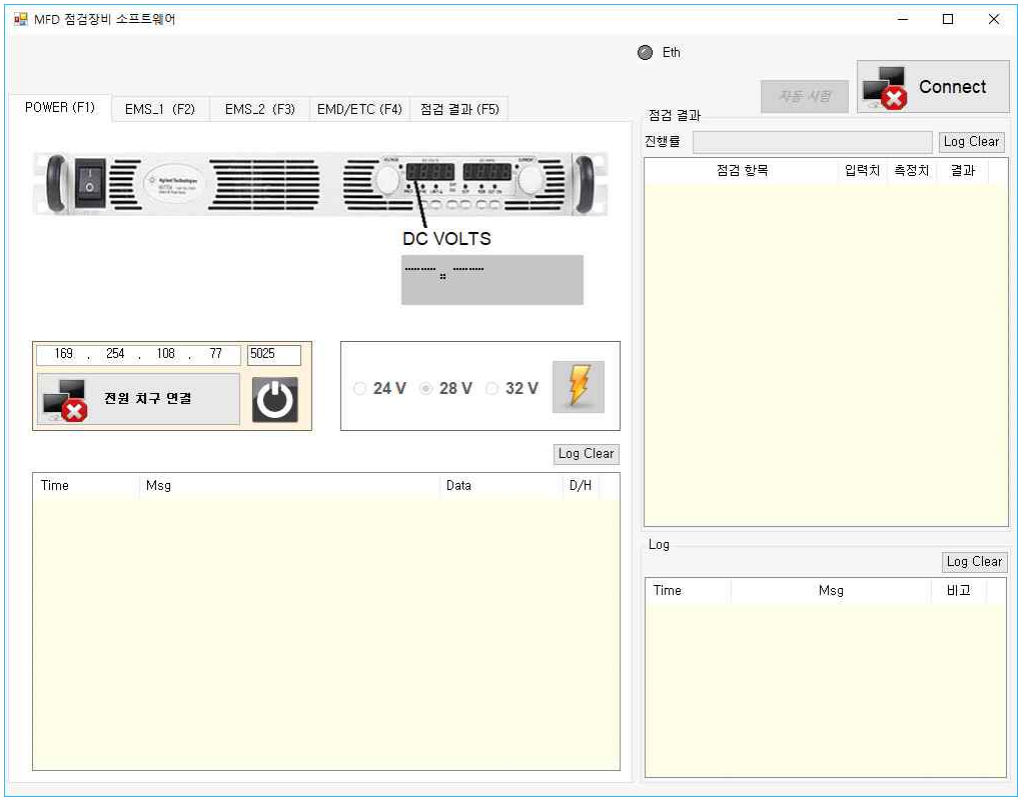


순번	CSC	기능 설명
1	PPC 인터페이스 CSC	[PPC 인터페이스 기능] • PPC 인터페이스는 점검장비 외부 인터페이스를 제어하고 유저 인터페이스와 Ethernet 통신을 통하여 각종 데이터를 송수신 할 수 있어야 한다.
2	PPC 제어 CSC	[PPC 제어 기능] • 유저 인터페이스는 PPC와 Ethernet을 통해 점검장비 외부 인터페이스로부터 발생하는 각종 데이터를 송수신하여 할 수 있어야 한다.
3	화면 제어 CSC	[화면 제어 기능] • GUI를 통하여 데이터를 입력받거나 데이터를 화면에 전시 할 수 있어야 한다.
4	데이터 처리 CSC	[데이터 처리 기능] • 입력한 데이터와 획득한 데이터를 분석하고 점검하며 출력 및 저장할 수 있어야 한다.

2) 점검장비 S/W GUI 구성 및 기능

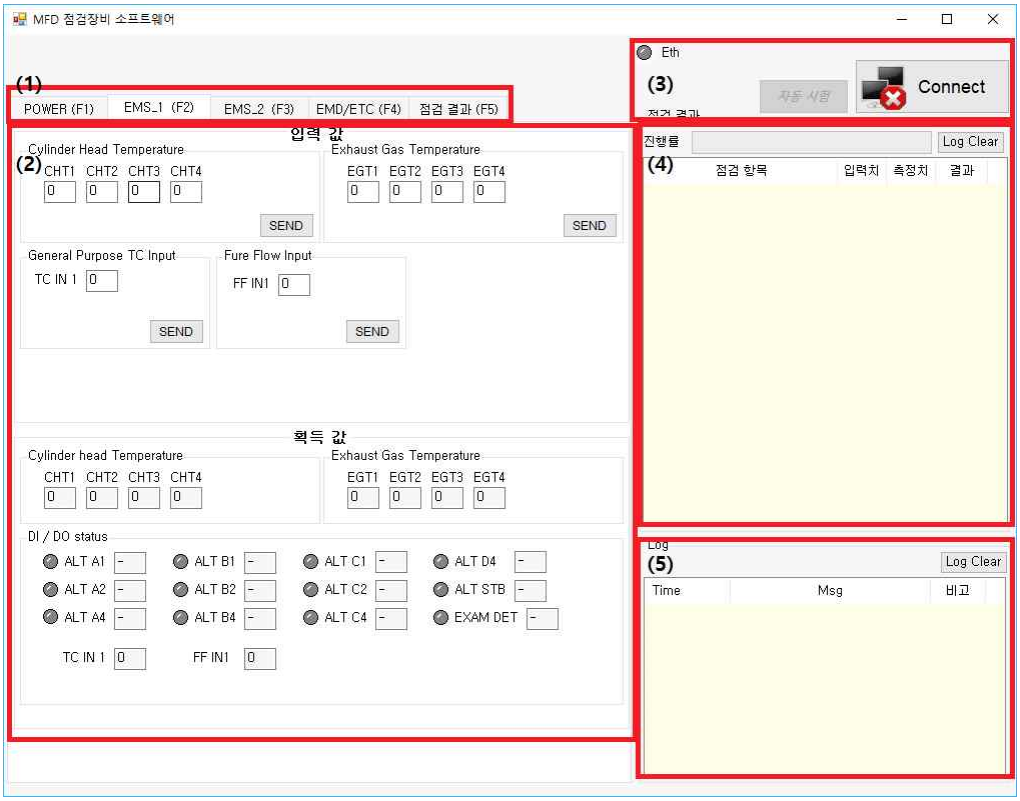
MFD 점검장비 S/W GUI 화면을 통해서 MFD 점검장비 사용자는 MFD 점검을 수행하고 제어할 수 있다. GUI 화면은 각 점검 내용에 따라 POWER 점검, EMS 점검, EMD/ETC 점검, 점검 결과 화면 등을 전시한다.

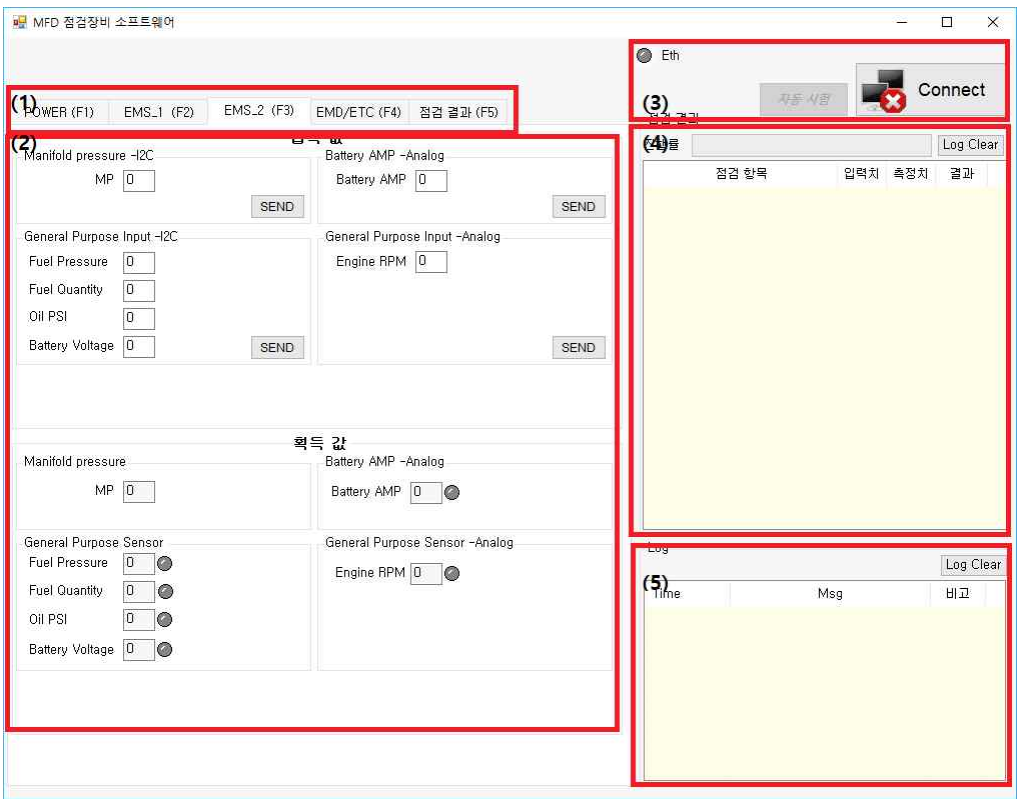
POWER 점검 화면은 각 항목별 입력 값과 획득 값이 존재하며 하단에 점검 결과가 표시가 된다.



순번	명칭	기능 설명
1	점검 항목 및 기능 선택 탭	단축키 (F1~ F5) 사용 혹은 마우스 클릭에 따라 POWER 점검, EMS_1 점검, EMS_2 점검, EMD/ETC 점검, 점검 결과 탭으로 이동한다.
2	POWER 점검 화면	POWER 점검에 대한 입력 및 획득 값, 점검 결과를 화면에 전시한다.
3	연결 및 시험	점검을 데이터 수신 및 입력을 하기 위해 Ethernet 연결과 자동 시험 기능을 제공한다. 자동 시험을 진행을 하면 자동으로 입력이 가능한 항목을 자동으로 입력하여 획득한 데이터와 분석하여 자동으로 점검을 진행한다.
4	점검 결과 출력	현재 진행 중인 점검에 대한 입력치, 측정치를 출력을 하고 점검 결과를 초록색 LED (Success)와 빨간색 LED (Fail)로 표시한다.
5	로그 출력	Ethernet 연결, 시스템 오류 등의 진행 상황을 출력한다.

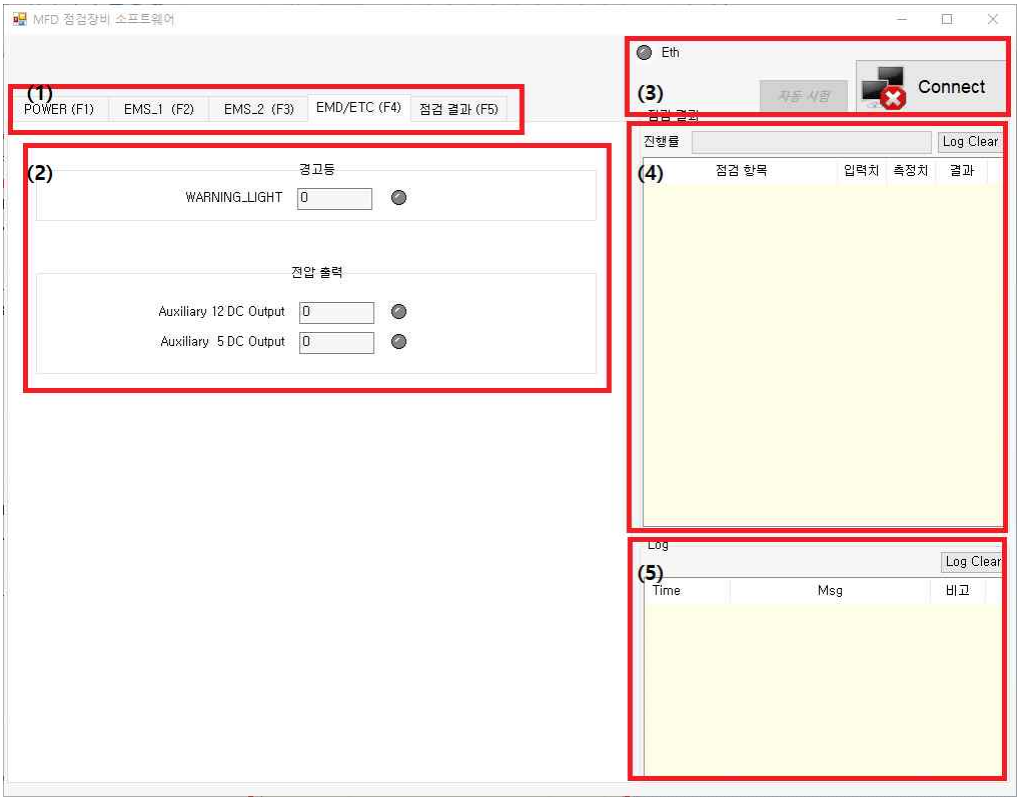
EMS 점검 탭을 선택하면 각 항목별 입력 값과 획득 값에 대한 항목이 화면에 전시 된다. 자동 시험 시 EMS 점검 항목에 압력을 수동으로 연결을 해줘야 경우는 연결을 했다는 사용자 입력을 기다리고 입력 값과 실제 획득한 값을 분석하여 획득 값 항목에 있는 LED에 점검 결과가 표시가 된다.





순번	명칭	기능 설명
1	점검 항목 및 기능 선택 탭	단축키 (F1~ F5) 사용 혹은 마우스 클릭에 따라 POWER 점검, EMS_1 점검, EMS_2 점검, EMD/ETC 점검, 점검 결과 탭으로 이동한다.
2	EMS 점검 화면	EMS 점검에 대한 입력 및 획득 값, 점검 결과를 화면에 전시한다. 만약 사용자 입력이 필요한 경우는 해당 점검에서 입력을 기다린다.
3	연결 및 시험	점검을 데이터 수신 및 입력을 하기 위해 Ethernet 연결과 자동 시험과 수동 시험 기능을 제공한다. 자동 시험을 진행을 하면 자동으로 입력이 가능한 항목을 자동으로 입력하여 획득한 데이터와 분석하여 자동으로 점검을 진행한다. 수동 시험은 현재 선택된 탭에 입력 항목을 전부 전송 후 데이터를 획득 하여 점검을 한다.
4	점검 결과 출력	현재 진행 중인 점검에 대한 입력치, 측정치를 출력을 하고 점검 결과를 초록색 LED (Success)와 빨간색 LED (Fail)로 출력한다.
5	로그 출력	Ethernet 연결, 시스템 오류 등의 진행 상황을 출력한다.

점검 S/W의 EMD/ETC 점검 탭을 선택하면 전압 출력 및 WARING_LIGHT는 일정 시간 간격으로 값이 지속적으로 갱신이 된다.



순번	명칭	기능 설명
1	점검 항목 및 기능 선택 탭	단축키 (F1~ F5) 사용 혹은 마우스 클릭에 따라 POWER 점검, EMS_1 점검, EMS_2 점검, EMD/ETC 점검, 점검 결과 탭으로 이동한다.
2	EMD/ETC 점검 화면	EMD/ETC 점검에 대한 입력 및 획득 값, 점검 결과를 화면에 전시한다. 일정 시간 간격을 두고 해당 값을 갱신한다.
3	연결 및 시험	점검을 데이터 수신 및 입력을 하기 위해 Ethernet 연결과 자동 시험과 수동 시험 기능을 제공한다. 자동 시험을 진행을 하면 자동으로 입력이 가능한 항목을 자동으로 입력하여 획득한 데이터와 분석하여 자동으로 점검을 진행한다. 수동 시험은 현재 선택된 탭에 입력 항목을 전부 전송 후 데이터를 획득 하여 점검을 한다.
4	점검 결과 출력	현재 진행 중인 점검에 대한 입력치, 측정치를 출력을 하고 점검 결과를 초록색 LED (Success)와 빨간색 LED (Fail)로 출력한다.
5	로그 출력	Ethernet 연결, 시스템 오류 등의 진행 상황을 출력한다.

더. 점검장비 성능시험

1) MFD S/W의 성능 시험방안

점검장비 S/W는 “자동시험”시 정해진 시험입력조건 및 그 결과를 수집하여 EFIS , EMS, EMD/ETC에 대해 응답속도 측정을 통한 성능확인 및 해당 기능 S/W모듈에 대한 안정성을 확인한다.

2) 점검장비 성능시험 결과

점검장비 성능시험은 “센서 기능 시험”과 “입력 전원 시험”으로 나뉘며, 점검장비 S/W는 “자동시험”시 미리 정해진 입력 값과 측정된 결과 값이 오차 범위 내에서 일치하는지를 판단하여 성능 확인과 안정성을 검증한다.

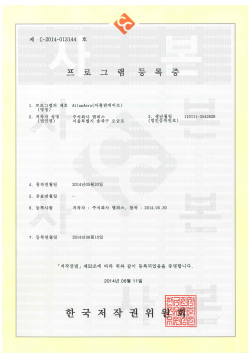
가) 센서 기능 시험

시험 내용	규격값	측정값	합부판정	
			합격	불합격
CHT1	2.26±2%	2.26±0.02	O	
CHT2	2.26±2%	2.26±0.02	O	
CHT3	2.26±2%	2.26±0.02	O	
CHT4	2.26±2%	2.26±0.02	O	
EGT1	2.26±2%	2.26±0.02	O	
EGT2	2.26±2%	2.26±0.02	O	
EGT3	2.26±2%	2.26±0.02	O	
EGT4	2.26±2%	2.26±0.02	O	
TC IN1	2.26±2%	2.26±0.02	O	
FF IN1	2.62±2%	2.62±0.02	O	
Manifold Pressure	1.22±2%	1.22±0.01	O	
Battery AMP	1.0±2%	1.0±0.2	O	
Battery Voltage	1.22±2%	1.22±0.01	O	
Fuel Pressure	1.22±2%	1.22±0.01	O	
Fuel Quantity	1.22±2%	1.22±0.01	O	
Oil PSI	1.22±2%	1.22±0.01	O	
Engine RPM	2.62±2%	2.62±0.02	O	

나) 입력 전원 시험

시험 내용	규격값	측정값	합부판정	
			합격	불합격
24VDC 전원입력	24V±5%	24V±0.2	O	
28VDC 전원입력	28V±5%	28V±0.2	O	
32VDC 전원입력	32V±5%	32V±0.2	O	

4. 핵심성과 : 경량항공기용 다기능 시현장치(장비/소프트웨어)

<table>
<tr><td colspan="2">관련 그림 / 사진</td><td colspan="5">    </td></tr>
<tr><td colspan="2">정의(설명)</td><td colspan="5">경량항공기에 탑재되어 비행정보, 전자지도, 엔진정보 등을 표시하는 다기능 시현장치</td></tr>
<tr><td colspan="2">설정사유</td><td colspan="5">국내 다기능 시현장치 개발은 군용기 사업에 편중되어있으며, 항공 레저 스포츠가 첨단화 및 활성화 되어감에 따라 다양한 레저용 항공기술의 발전과 비행안전성을 증대시키기 위해 민간 경량항공기용 다기능 시현장치 개발이 필요한 상황임</td></tr>
<tr><td colspan="2">목 적</td><td colspan="5">현재 항공전자장치 시장의 대부분이 국외제품을 사용하고 있어 순수 국내기술로 개발된 다기능 시현장치 개발 시 국산화를 통한 외화낭비를 절감할 수 있으며, 신속한 후속지원이 가능하여 항공레저 스포츠의 활성화에 기여할 수 있음.
또한 다기능 시현장치 판매를 통한 매출신장 및 고용효과를 기대할 수 있음</td></tr>
<tr><td colspan="2">성능목표</td><td colspan="5">(기존기술 수준)
- 국내 경량항공기용 다기능 시현장치 개발제품 없음
- 국내 항공기용 내비게이션이 전무한 상태
(개발기술 수준)
- 엔진정보, 비행정보, 전자지도 표시가능
- 912ics 엔진 호환/- GPS 모듈 내장
- 터치 LCD 적용
- GPS를 이용하여 항공기의 현위치를 표현할 수 있음
- 비행하고자 하는 방향을 제시함으로써 내비게이션 역할을 할 수 있음.
(개발기술 수준 설정근거)
- 해당사항 없음</td></tr>
<tr><td colspan="2">성과달성 책임자 (소속기관)</td><td colspan="5">조경식 차장(퍼스텍 주식회사), 임건택 부장(맵퍼스)</td></tr>
<tr><td colspan="2">소요기간</td><td colspan="5">'10.09 ~ '17.12 (6년 4개월)</td></tr>
<tr><td rowspan="3">핵심성과</td><td>양적성과</td><td>특허</td><td>SCI 논문</td><td>비SCI논문</td><td>S/W</td><td>기타</td></tr>
<tr><td></td><td>2</td><td>0</td><td>0</td><td>3</td><td>학술대회발표 6
시제품 2
인력양성 8</td></tr>
<tr><td>질적성과</td><td colspan="5">MFD 설계보고서, S/W 개발보고서, MFD 시제품, 도면, MFD 매뉴얼, 시험성적서, 개발완료보고서</td></tr>
<tr><td></td><td>달성 확인방법</td><td colspan="5">지상시험 성적서 및 비행시험 성적서
환경성능 (온도,진동,충격 EMI) 공인시험기관 인증서
시제품 개발완료 보고서
설치 및 운용 매뉴얼</td></tr>
</table>

< 연구단 >

1. 일정관리

▶ 연구단 운영/관리 목표

구 분	업무 내용	관리 방안
사업관리	▪ 참여기관 협력 네트워크 구축 ▪ 참여기관 대표자 미팅 ▪ 사업화 기반 구축	▪ 참여기관과의 소통을 강화하여 과제의 성공적 수행을 위한 토대 마련
기술관리	▪ 참여기관 간 데이터 흐름 확인 ▪ 시험평가 및 기술용역기관 관리 ▪ 기술문서 종합	▪ 국내 및 해외 협력선 효율적 관리
일정관리	▪ 주간, 월간 업무보고 ▪ 분기, 최종 진도보고 ▪ Master Schedule 관리 및 최신화 ▪ 주요 Milestone 관리 ▪ 회의체 운영 ▪ 일정 달성도 점검	▪ 현장밀착형 진척관리로 일정지연 사전 방지
성과관리	▪ WBS 관리 및 최신화 ▪ 성과물 관리	▪ 성과물 담당자 지정 및 주기적인 점검을 통해 성과물 100% 달성
예산관리	▪ 연구비 지급 / 정산 ▪ 연구비 집행현황 모니터링 ▪ 참여기관 현장실태조사	▪ 연구비 자체 모니터링을 강화하여 연구비 집행의 투명성 제고
대외홍보 대외협력	▪ 대정부 업무 ▪ 전시회 참가 등 대외홍보 ▪ 대외 협력	▪ 전시회 참가/언론홍보/브로슈어 제작 등 적극적인 홍보를 통해 연구성과 확산 및 사업화 기반 구축

가. 업무보고

① 주간/월간 업무보고 : 참여기관별 연구개발현황 및 주요 현안사항 보고

② 분기 보고 : 분기별 연구개발 진도 보고 및 중간결과물 제출

③ 중간 보고 : 당해연도 실적 및 차년도 계획 보고

나. 회의체 운영

① 주간체계개발회의 : 공동설계센터 설계팀별 설계추진현황 점검

② 월간회의 : 개발 일정 점검 및 개발 현안 협의를 위해 주관연구책임자 주관으로 관련 팀장 및 담당자들이 참석한 회의

③ 사업화전략 TFT : 사업화 전략 세부 추진계획을 수립하기 위해 1세부 협동연구기관, 마케팅 담당기관이 참석한 회의

④ 비행안전 및 인증 TFT : 인증 추진 현황 및 현안을 공유하고 해결하기 위해 수행한 회의

⑤ 복합재 부품 제작회의 : 복합재 부품 제작일정 준수를 위해 관련기관 간 의견 교환 및 현안 협의

⑥ 사업책임자 회의 : 개발 일정 및 중간성과 점검을 위해 주관연구책임자 주관으로 참여기관 연구책임자 및 실무진이 참석한 회의

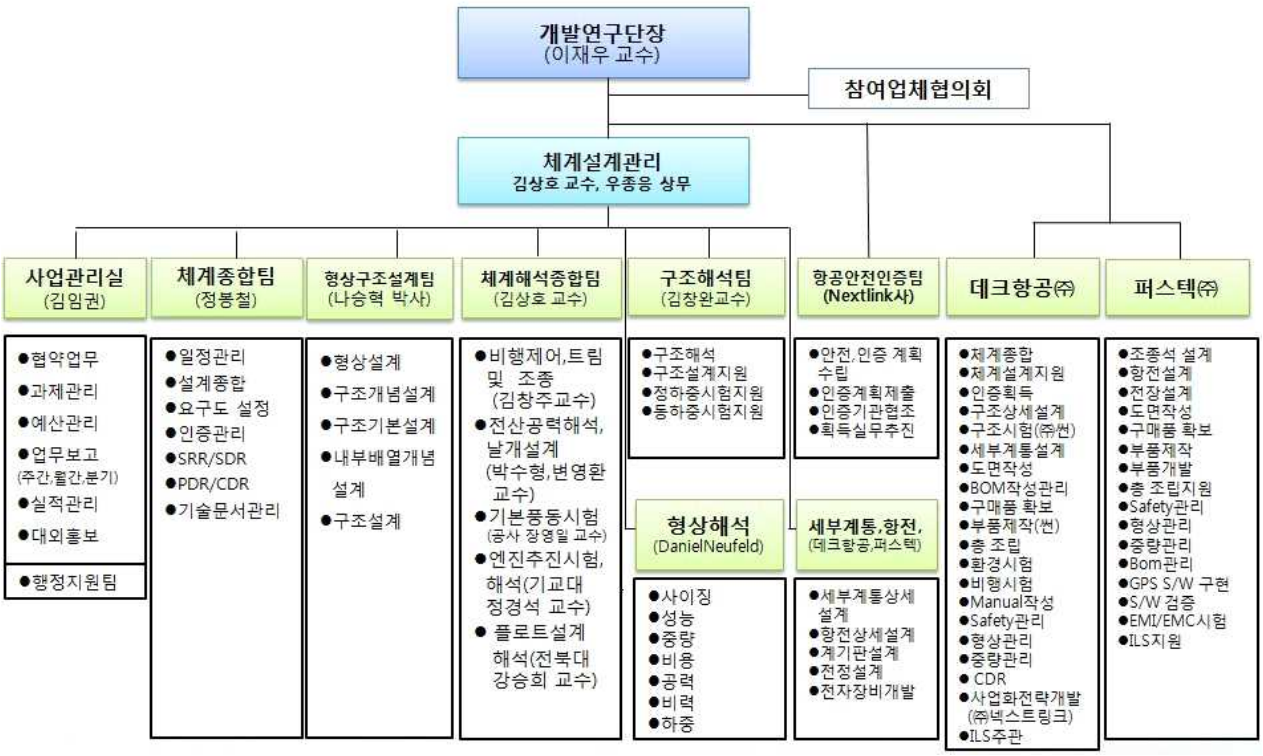
다. 공동설계센터 설치 및 운영

① 목적 : 연구단내 참여기관간의 지역적 불리함을 극복하고, 업무효율을 높이기 위하여 공동설계센터를 설치 및 운영

② 내용 : 1차년도 개념/기본설계 단계에서는 건국대학교 내에 설치하고 이 후에는 논의를 거쳐 적절한 곳으로 이동할 수 있다. 1차년도는 건국대학교 공동연구기관의 주도로 운영되며, 체계종합, 형상설계종합, 구조설계 및 해석, 공력/비행역학/성능/사이징, 세부계통, 항전 및 조종계통으로 팀을 구성한다.

③ 인력파견 : 1차년도 사업의 성공적인 착수 및 수행을 위하여 참여기관은 기술인력과 행정지원인력을 주관연구기관에 파견하여야 한다. 파견인력은 개념설계 시작시점부터 기본설계 완료시점까지 연구단의 공동설계센터에서 근무하고, 근무시간은 주5일(09:00 ~ 18:00) 근무를 원칙으로 한다. 단, 공동설계센터의 일정에 따라 주말에도 근무할 수 있다.

④ 조직도



2. 성과관리

현안사항 점검 및 관리방안
▶ 현안사항 도출 : 주요회의 시 도출 사안 및 연구단장 관심사항 ▶ 현안사항 점검 : 현안사항 확인 및 점검 - 현안사항 점검표 작성 관리 - 필요 시 진도사항 현장 확인 및 점검 (수시 출장 및 관련회의 적극 참석) - 연계 관리 > 주간/월간 업무보고, 성과물, 일정, 참여기관 연계성 ▶ 현안사항 관리 : 진척사항 보고 및 방안 수립 요청

가. 설계 검토

① 체계 요구도 검토(SRR, System Requirements Review)

일시/장소	2011.02.23(수) 10:00~18:00 / 건국대학교 공대 C동 세미나실 193호	
목 적	개념설계단계의 체계요건을 검토하여 개발방향을 확인	
검토위원	이대성 위원장 외 13명	
참석자	39명	
검토결과	▪ 총 74건(Action Item 10, Recommend Item 64) 조치완료	
사진		

② 체계 설계 검토(SDR, System Design Review)

일시/장소	2011.07.22(금) 10:00~18:00 / 건국대학교 공대 C동 세미나실 193호	
목 적	개념설계 완료후 기본설계 진행에 따른 요구도 충족설계 확인	
검토위원	이장연 위원장 외 11명	
참석자	26명	
검토결과	▪ 총 75건(Action Item 7, Recommend Item 68) 조치완료	
사진		

③ 기본 설계 검토(PDR, Preliminary Design Review)

일시/장소	2012.05.10.(목) 10:00~18:00 / 데크항공(주) 2층 회의실
목 적	설계가 그 요구도를 만족하는지 확인 및 검토
검토위원	이장연 위원장 외 17명
참석자	33명
검토결과	▪ 총 85건(Action Item 38, Recommend Item 47) 조치완료
사진	 

④ 2세부과제 기본 설계 검토(PDR, Preliminary Design Review)

일시/장소	2012.06.26.(화) 13:00~17:30 / 퍼스텍(주) 대회의실
목 적	설계가 그 요구도를 만족하는지 확인 및 검토
검토위원	2명 (한서대학교 박수복 교수, 한국항공우주연구원 최인호 박사)
참석자	21명
검토결과	▪ 총 7건 조치완료
사진	 

⑤ 2세부과제 상세 설계 검토(CDR, Critical Design Review)

일시/장소	2013.05.07.(화) 14:00~17:30 / 퍼스텍 창원연구소
목 적	상세 설계 결과가 요구도와 특화 기술 요구도를 만족하고 제작성에 문제가 없는지 검토
검토위원	2명 (도원항공 이강윤 대표, 해군사관학교 이기영 교수)
참석자	19명
검토결과	Action Item 9건 후속조치 완료

⑥ 상세 설계 검토 1 (CDR, Critical Design Review)

일시/장소	2013.05.08.(수) 10:00~18:00 / 데크항공(주) 대회의실
목 적	상세 설계 결과가 요구도와 특화 기술 요구도를 만족하고 제작성에 문제가 없는지 검토
검토위원	이장연 위원장 외 10명
참석자	58명
검토결과	▪ 총 83건(Action Item 43, Recommend Item 40) 중 7건 조치완료 ▪ 데크항공(주)이 경영악화로 사업수행을 포기함에 따라 잔여 건은 조치되지 않음
사진	 

⑦ 상세 설계 검토 2 (CDR, Critical Design Review)

일시/장소	2015.06.23.(화) 10:30~18:00 / 건국대학교
목 적	KLA-100 설계완성도와 제작가능성 검토
검토위원	박민우 위원장 외 9명
참석자	40명
검토결과	▪ 총 32건(Action Item 15, Recommend Item 17) 조치완료
사진	 

⑧ 초도비행 준비상태 검토(FFRR, First Flight Readiness Review)

일시/장소	2017.04.28.(금) 10:30~18:00 / ㈜베셀 2층 회의실
목 적	개발요구도와 기술기준 만족 여부 및 제시된 비행범위에서의 비행안전성/신뢰성 검토
검토위원	기예호 위원장 외 5명
참석자	17명
검토결과	▪ 총 11건(Action Item 7, Recommend Item 4) 조치완료
사진	

나. 전문가 자문

① 경비행기 운용전문가 자문

일시/장소	2011년 1월 10일 / 건국대학교 공대 C동 세미나실	
목 적	형상 및 내부배열 등에 대한 의견수렴 및 선호도 조사	
자문위원	16명 (비행클럽, 협회, 교통안전공단 등)	
자문결과	▪ 요구도 설정 및 개념설계 시 반영	
사진		

② KAI 기술자문

일시/장소	2011년 1월 18일 ~ 1월 19일 / 한국항공우주산업(주)
목 적	개념설계 단계에서 생성된 결과에 대한 검토
자문위원	13명 (KAI 분야별 전문가)
자문결과	▪ 체계/형상/구조/체계해석/항전/세부계통 분야 검토의견을 개념설계 시 반영
사진	

③ 국내외 항공기술전문가 자문

일시/장소	2011년 2월 8일(화) ~ 10일(목) / 건국대학교 공대 C동 세미나실	
목 적	국내·외 전문가로부터 개념설계 전반에 대한 자문을 받아 SRR 준비	
자문위원	20명 (국내 전문가 18명, 국외 전문가 2명)	
자문결과	▪ 체계/세부계통/사업관리/인증/항전 분야 검토의견을 개념설계 시 반영	
사진		

④ KLA-100 개발 검토 및 자문

일시/장소	2014년 9월 30일(화) 14:00~18:00 / 건국대학교	
목 적	성공적인 CDR 실시를 위해 전반적 개발현황을 검토하고 전문가 의견 청취	
자문위원	5명 (체계, 인증, 공력, 구조, 계통)	
자문결과	▪ 검토의견 24건(체계 3, 인증 3, 공력 2, 구조 6, 계통 10) 조치 완료	
사진		

다. 주요 행사

① 경항공기 비행시제 1호기 출고 행사

일시/장소	2016년 11월 29일(화) / ㈜베셀 제작공장(경남 사천 KCI)
목 적	스포츠급 경항공기 비행시제 1호기 출고 기념
주요행사	KLA-100 엔진 RUN, KLA-100 시승식
참석자	38명
사진	 

② 경항공기 시제기 초도비행 기념행사

일시/장소	2017년 7월 20일(목) / 전남 고흥항공센터
목 적	국내 항공기술 선진화 의지와 노력을 홍보하고, 경항공기 개발 참여자 격려
주요행사	개발 경과보고, 주요 내외빈 축사, 초도비행 관람
참석자	170명
사진	  

3. 예산관리

가. 연구비 집행 모니터링

목 적	참여기관의 연구비 집행내역을 주기적으로 모니터링하여 올바른 연구비 사용이 이루어지도록하기 위함
점검내용	참여인력 투입현황, 연구비 집행율, 기자재 집행 현황, 연구비 관리통장 확인 등
보고절차	협동연구기관이 공동 및 위탁연구기관 자료를 취합하여 매월 15일까지 보고
제출서류	연구비전산종합관리시스템에 입력한 연구비 사용내역(전체/비목별) 출력자료, 관리통장 사본
추진실적	연구비 집행 적정성 확인, 연구비 집행율 저조 경고

나. 현장실태조사

<table>
<tr><td>목 적</td><td colspan="3">연구진도와 연구관리에 대한 실태를 점검하여 연구개발일정을 준수하고 성과물 도출에 만전을 기하기 위함</td></tr>
<tr><td>실시대상</td><td colspan="3">1/2세부과제 협동 및 공동연구기관, (위탁연구기관)</td></tr>
<tr><td>조사위원</td><td colspan="3">사업관리실장, 담당연구원</td></tr>
<tr><td>조사내용</td><td colspan="3">• 연구개발계획서
• 연구개발 상세일정
• 업무추진 근거자료
• 참여연구원 최신현황 및 변경자료
• 참여연구원 조직도 및 업무분장표 (연락처 명기)
• 참여연구원 연구노트
• 기자재 관리대장
• 기자재(현금, 현물) 구입 증빙자료 (감가상각비 확인)
• 연구비전산종합관리시스템에 입력한 집행현황 출력자료 및 증빙자료 일체
• 연구비 관리통장</td></tr>
<tr><td rowspan="8">추진실적</td><td rowspan="2">1차년도</td><td>1차</td><td>2011. 3.22(화) ~ 3.31(목)</td></tr>
<tr><td>2차</td><td>2011. 6.28(화) ~ 7. 6(수)</td></tr>
<tr><td rowspan="2">2차년도</td><td>1차</td><td>2012. 3.22(목) ~ 4. 2(월)</td></tr>
<tr><td>2차</td><td>2012. 7.17(화) ~ 7.25(수)</td></tr>
<tr><td>3차년도</td><td>1차</td><td>2013. 3.13(수) ~ 3.21(목)</td></tr>
<tr><td rowspan="3">4차년도</td><td>1차</td><td>2014. 5.16(금) ~ 6.12(목)</td></tr>
<tr><td>2차</td><td>2015. 5.19(화) ~ 6.19(금)</td></tr>
<tr><td>3차</td><td>2016.11.10(목) ~ 11.24(목)</td></tr>
<tr><td>사진</td><td colspan="3">   </td></tr>
</table>

4. 대외홍보

가. 전시회 참가

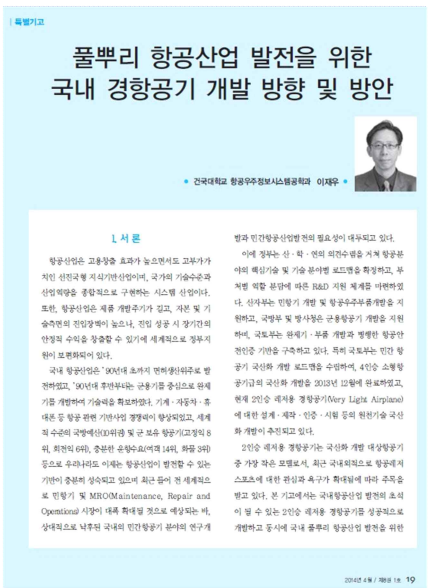
<table>
<tr><td>목 적</td><td colspan="4">• 국토교통R&D 성과의 우수성 및 기술적 활용가치에 대한 공유와 홍보
• 2인승 레저용 경항공기 홍보 및 잠재적 수요자와의 만남의 장 마련</td></tr>
<tr><td>참가내용</td><td colspan="4">• 2인승 경항공기 모형 전시
• 2인승 경항공기 시제기 전시
• 판넬 게시
• 브로슈어 배포
• 동영상 시연</td></tr>
<tr><td rowspan="10">추진실적</td><td>구분</td><td>전시회명</td><td>기간</td><td>장소</td></tr>
<tr><td rowspan="3">1차년도</td><td>2011 USA Sports Aviation Expo 참관</td><td>‘11.01.20~01.23</td><td>미국 올랜도</td></tr>
<tr><td>2011 경기국제항공전 참관</td><td>‘11.05.05~05.10</td><td>경기 안산</td></tr>
<tr><td>2011 산학연협력 EXPO</td><td>‘11.11.22~11.24</td><td>서울 코엑스</td></tr>
<tr><td>2차년도</td><td>2012 국토해양기술대전</td><td>‘12.06.07~06.09</td><td>서울 코엑스</td></tr>
<tr><td>3차년도</td><td>서울국제항공우주 및 방위산업전시회 2013</td><td>‘13.10.25~11.03</td><td>일산 킨텍스</td></tr>
<tr><td rowspan="5">4차년도</td><td>2014 국토교통기술대전</td><td>‘14.05.21~05.23</td><td>서울 코엑스</td></tr>
<tr><td>2014 경기항공전</td><td>‘14.10.09~10.12</td><td>공군 수원 제10전투비행장</td></tr>
<tr><td>서울국제항공우주 및 방위산업전시회 2015</td><td>‘15.10.20~10.25</td><td>서울공항</td></tr>
<tr><td>2017 국토교통기술대전</td><td>‘17.05.24~05.26</td><td>일산 킨텍스</td></tr>
<tr><td>서울국제항공우주 및 방위산업전시회 2017</td><td>‘17.10.17~10.22</td><td>서울공항</td></tr>
<tr><td>사 진</td><td colspan="4"> 




</td></tr>
</table>

나. 언론 홍보 (신문, 잡지 등)

일자	매체명	제목
2010.09.28	EBN 산업뉴스	2인승 경항공기 국산화 개발에 209억원 투입
2010.09.29	건국대학교 홈페이지	건국대 스포츠급 경항공기 개발 연구단 선정
2010.09.30	NEWSIS	건국대 이재우 교수팀, 레저용 경항공기사업 수주
2010.12	항공우주 2010. 겨울호	국내 경항공기 개발 어떻게 진행되나
2011.02.23	기간신문산업	총 사업비 275억원 규모 국토해양부 항공선진화사업 수주, 주관연구기관으로 선정
2011.09.08	시사투데이	레저용 경항공기 국산화 산실, 세계로 비상 발돋움
2011.09.08	해럴드경제	100% 자체기술 레저용 항공기, 세계를 날다
2012.02.01	헤드라이너	항공우주산업, 뉴 비전 시대!
2012.07	이슈메이커	항공우주 강국 코리아를 향한 비상
2014.04	한국항공우주학회 항공우주매거진	풀뿌리 항공산업 발전을 위한 국내 경항공기 개발 방향 및 방안
2017.02.01	문화일보	도전 DNA로 수출 길 여는 항공산업
2017.06.21	국토매일	한국형 경항공기 'KLA-100'... 항공기술 제고・레저 스포츠 활성화 기대
2017.07.05	문화일보	10만 마력 아톰... 말도 안되지만 난 그걸 보며 항공꿈을 키웠죠
2017.09.06	한국경제	명품 항공기 개발 열정 식지 않도록 해야



특별기고

풀뿌리 항공산업 발전을 위한 국내 경항공기 개발 방향 및 방안

건국대학교 항공우주정보시스템공학과 이재우

Ⅰ. 서 론

항공산업은 고용창출 효과가 높으면서도 고부가가치인 선진국형 지식기반산업이며, 국가의 기술수준과 산업역량을 종합적으로 구현하는 시스템 산업이다. 또한, 항공산업은 제품 개발주기가 길고, 자본 및 기술측면의 진입장벽이 높으나, 진입 성공 시 장기간의 안정적 수익을 창출할 수 있기에 세계적으로 정부지원이 보편화되어 있다.

국내 항공산업은 '90년대 초까지 면허생산위주로 발전하였고, '90년대 후반부터는 군용기를 중심으로 완제기를 개발하여 기술력을 확보하였다. 기계・자동차・휴대폰 등 항공 관련 기반사업 경쟁력이 향상되었고, 세계적 수준의 국방예산(10위권 및 군 보유 항공기(고정익 8위, 회전익 6위), 충분한 운항수요(여객 14위, 화물 8위) 등으로 우리나라도 이제는 항공산업이 발전할 수 있는 기반이 충분히 성숙되고 있으며 최근 들어 전 세계적으로 민항기 및 MRO(Maintenance, Repair and Opemtion)시장이 대폭 확대될 것으로 예상되는 바, 상대적으로 낙후된 국내의 민간항공기 분야의 연구개발과 민간항공산업계 전의 필요성이 대두되고 있다.

이에 정부는 산・학・연의 의견수렴을 거쳐 항공분야의 핵심기술 및 기술 분야별 로드맵을 확정하고, 부처별 역할 분담에 따른 R&D 지원 체계를 마련하였다. 산자부는 민항기 개발 및 항공우주부품개발을 지원하고, 국방부 및 방사청은 군용항공기 개발을 지원하며, 국토부는 완제기・부품 개발과 법령한 항공안전인증 기반을 구축하고 있다. 특히 국토부는 민간 항공기 국산화 개발 로드맵을 수립하여, 4인승 소형항공기급의 국산화 개발을 2013년 12월에 완료하였고, 현재 2인승 레저용 경항공기(Very Light Airplane)에 대한 설계・제작・인증・시험 등의 원천기술 국산화 개발이 추진되고 있다.

2인승 레저용 경항공기는 국산화 개발 대상항공기 중 가장 작은 모델로서, 최근 국내외적으로 항공레저스포츠에 대한 관심과 욕구가 확대됨에 따라 주목을 받고 있다. 본 기고에서는 국내항공산업 발전의 초석이 될 수 있는 2인승 레저용 경항공기를 성공적으로 개발하고 동시에 국내 풀루리 항공산업 발전을 위한



문화일보 2017년 02월 01일 수요일 037면 오피니언 14.4 x 21.9 ㎝

도전 DNA로 수출 길 여는 항공산업

기고

이재우
건국대 교수・항공우주공학

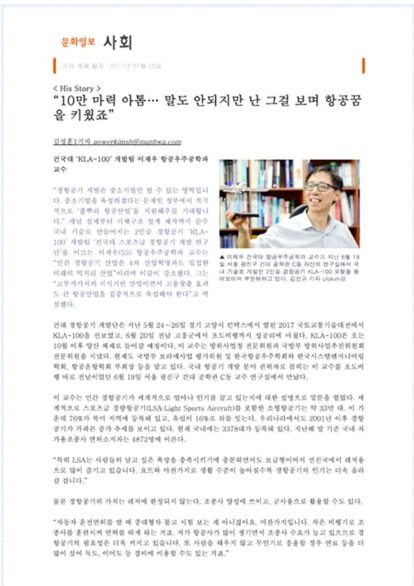
국차4대 고등훈련기 사업(T-X)을 수주할 수 있도록 산・학・연・관・군의 협력 체계와 업산단가 절감을 위한 정부 차원의 제도적 지원 및 기술적 노력이 필요하다. T-50의 성공 신화는 국산 엔기인 수리온이 이어가길 기대하고 있다. 양산 초기의 항공기가 늘 그렇듯 자속적인 개조・개선을 통해 진화적 발전을 거듭해야 있다. 수리온 수출은 헬기 수출이라는 신시장 개척은 물론 고양역과 회전익의 균형 발전, 항기 관련 중소기업 육성 등 같으로 환산할 수 없는 이익을 지닌다.

민수항공기 및 부품산업 분야는 대형 제트항공기 개발로 바로 진입하기 어려운 상황에서, 선택과 집중에 따라 핵심부품 위주의 개발, 그리고 소형기-경항공기 완제기의 개발・생산・판매 및 수출 능력을 갖춘 중소 항공기업을 양성해야 한다. 이 적절한 신념 및 확충, 소형 항공기를 위한 비행 공역 및 고도 완화, 항공레포츠 대중화 기반 마련 등 항공 레저 활성화를 위한 제도 및 인프라의 구축이 필요하다. 새로운 성장동력인 항공정비(MRO) 사업도 조속히 추진해야 한다. 산업연구원은 지비용 항공사 증가 등에 힘입어 2020년 국내시장 규모만 4조 원이 넘어설 것으로 분석했다. 현재 국내 운항사들이 항공 정비의 상당 부분을 해외에 의존하고 있다는 점을 고려할 때 외화 유출 방지 효과는 매우 클 것이다.

수출 주도형 항공산업의 경쟁력을 확보하기 위해서는, 지금까지의 추격자로서는 한계가 있으며, 항공 분야의 선도자로서 새로운 개념의 항공기 및 첨단 부품 개발을 이끌 수 있는 개발 모험과 고급 항공 기술인력의 확보, 양성이 시급하다.

세계 일류로 성장한 자동차산업은 우리나라 경제 발전의 상징으로서 국가 경제에 크게 이바지했으며, 세계 10번째라는 높다랗 있는 국산 자동차를 볼 때마다 국민은 큰 자긍심을 느낀다. 이제는 항공이다. 항공산업 발전의 도전과 여정의 중심은 수출이며 이를 위한 기술 개발 노력에 우리 국민의 많은 관심과 지원을 기대한다.

기고문_문화일보_20170201.jpeg
(848 X 1344)



문화일보 사회

2017년 02월 01일 수요일 035면

< His Story >

"10만 마력 아톰… 말도 안되지만 난 그걸 보며 항공꿈을 키웠죠"

김성훈 기자 powerkimh@munhwa.com

건국대 "KLA-100" 개발팀 이재우 항공우주공학과 교수

▲ 이재우 건국대 항공우주공학과 교수가 지난 6월 13일 서울 종로구 건국대 글로컬 캠퍼스에서 국내 기술로 개발한 2인승 경항공기 KLA-100 모형을 들어보이며 부푼꿈에 젖어 있다. 김민규 기자 mkim@

건대 경항공기 개발단은 지난 5월 24~26일 경기 고양시 킨텍스에서 열린 2017 국토교통기술대전에서 KLA-100을 전시했고, 6월 20일 전남 고흥군에서 초도비행까지 성공했다. KLA-100은 초도 10월 이후 양산 체제로 들어갈 예정이다. 이 교수는 행복사업청 전문위원과 국방부 방위사업추진위원회 전문위원을 지냈다. 현재도 국방부 보라매사업 평가위원 및 한국항공우주학회와 한국시스템엔지니어링학회, 항공운항학회 부회장 등을 맡고 있다. 국내 항공기 개발 분야 권위자로 꼽히는 이 교수를 초도비행 하루 전날이었던 6월 19일 서울 광진구 건대 글로컬 C동 교수 연구실에서 만났다.

이 교수는 민간 경항공기가 세계적으로 일어나 한기를 끌고 있는지에 대한 질문으로 말문을 열었다. 세계적으로 스포츠급 경항공기(LSA-Light Sports Aircraft)를 포함한 초경항공기는 약 3만5 대. 이 기술에 700억 학이 지역에 들어 있고, 유럽이 10억도 위를 있다. 우리나라에서도 2001년 이후 경항공기가 자래관 증가 추세를 보이고 있다. 현재 국내에는 337대가 등록돼 있다. 지난해 말 기준 국내 자가용조종사 면허소지자는 4872명에 이른다.

"특히 LSA는 사상들의 날고 싶은 욕망을 충족시키기기에 충분하면서도 보급형이어서 선진국에서 레저용으로 많이 증가고 있습니다. 초드비 마찬가지로 생활 수준이 높아질수록 경항공기의 인기는 더욱 올라갈 겁니다."

물론 경항공기의 가치는 레저에 한정되지 않는다. 조종사 양성에 쓰이고, 군사용으로 활용할 수도 있다.

"자동차 운전면허를 딸 때 중대형차 몰고 싶어 하는 게 아니잖아요. 마찬가지입니다. 작은 비행기로 조종사를 훈련시키면 면허를 따게 하는 거죠. 저가 항공사가 많이 생기면서 조종사 수요가 늘고 있으므로 경항공기의 필요성은 더욱 커지고 있습니다. 또 자동을 태우지 않고 무인기로 운용할 경우 연료 등을 더 많이 실어 작도, 이어도 등 장비에 이용할 수도 있는 거죠."

다. 브로슈어 제작

제작일자	2012년 6월 5일	
제작부수	2,000부	
사진		

라. 학술대회 논문 발표

① 2011년도 한국항공우주학회 추계학술대회

일시/장소	2011년 11월 9일(수) - 11일(금) / 용평리조트
참여기관	건국대학교, 데크항공, 넥스트링크, 공군사관학교
특별세션 구성	Aerospace Industries Special Presentation Session
발표논문	

연번	논문명	발표자
1	경항공기 KLA-100 기본설계연구	건국대 정봉철 팀장
2	경항공기 요구도 분석 및 기준형상 선정 프로세스 연구	건국대 박진환 석사과정
3	첨단설계기법을 이용한 경항공기 형상 개발	건국대 Tyan Maxim 석사과정
4	Multidisciplinary Configuration Design Optimization for Advanced Very Light Aircraft	건국대 누엔 반 연구원
5	스포츠급 경항공기 비행시험 계측 인프라 연구	넥스트링크 김 영 상무
6	전기항공기의 형상 사이징 및 설계관한 연구	건국대 김지민 석사과정
7	프로펠러 효과를 고려한 경항공기의 비행역학 해석	건국대 박태산 학사과정
8	An Efficient Preliminary Design and Optimization Methodology for Light Aircraft Stabilizer and Control Surface Geometry	건국대 Daniel Neufeld 교수

② 2012년도 한국항공우주학회 추계학술대회

일시/장소	2012년 11월 14일(수) ~ 16일(금) / 라마다프라자제주호텔
참여기관	건국대학교
발표논문	

연번	논문명	발표자
1	스포츠급 경항공기 KLA-100 설계 개발 연구	건국대 김임권 실장
2	소형항공기 설계-인증-해석 통합 소프트웨어 CADIS-SA 개발연구	건국대 누엔반 박사
3	2인승 인증기 KLA-100 비행하중해석 기법 연구	건국대 박승빈 석사과정

③ 2013년도 한국항공우주학회 춘계학술대회

일시/장소	2013년 4월 10일(수) ~ 12일(금) / 하이원리조트 컨벤션호텔
참여기관	건국대학교, 데크항공, 공군사관학교
특별세션 구성	경항공기 Organized Session 구성
발표논문	

연번	논문명	발표자
1	Possibility Based Small Aircraft Design Optimization Using Database Driven Uncertainty Approach	건국대 슈미앗 박사과정
2	2인승 항공기 KLA-100 비행하중해석 및 검증 연구	건국대 박승빈 석사과정
3	스포츠급 경항공기 Half Model 형상의 공력특성에 관한 풍동실험 연구	공사 김봉관 박사과정
4	KLA-100 공력하중 구조 FEM 하중 전환	데크항공 정상영 박사
5	KLA-100 외피 하니컴 샌드위치 구조 단순 2D 유한요소 모델링 연구	데크항공 정상영 박사
6	Integrated Analysis Program Development for Light Aircraft Preliminary Design Stage	건국대 막심 박사과정
7	인증규정을 고려한 KLA-100항공기 고양력장치 최적화 설계	건국대 박진환 석사과정

④ 2017년도 한국항공운항학회 춘계학술대회

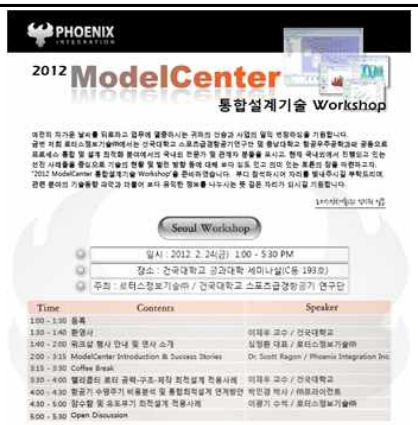
일시/장소	2017년 5월 18일(목) ~ 20일(토) / 고흥항공센터
참여기관	베셀, 퍼스텍, 건국대학교, 한서대학교
특별세션 구성	2인승 경항공기 (KLA-100)
발표논문	

연번	논문명	발표자
1	경량항공기(KLA-100) 개발 지상시험	베셀 김인재 연구위원
2	경량항공기(KLA-100) 개발 비행시험	베셀 이윤상 연구위원
3	스포츠급 경항공기용 다기능 시현기 개발	퍼스텍 조경식 차장
4	한국형 경량항공기용 MFD에 대한 운용성 비교 분석	한서대 김인겸 석사과정
5	Development of a Validation Procedure for JSBSim Flight Dynamics Model Using Light Aircraft Flight Test Data	건국대 Thang 석사과정

마. 워크샵 개최

① 통합설계기술 Workshop

일시/장소	2012. 2. 24(금) / 건국대 공과대학 세미나실
목적	프로세스 통합 및 설계분야의 선진사례 기술현황 및 발전방향 토론
주최	경항공기 연구단 / 로터스정보기술㈜



② 비행체 설계 및 시스템 통합기술 Workshop

일시/장소	2012. 6. 22(금) / 국방과학연구소 항공시험장
목적	항공기 설계 및 시스템 통합기술 토론
주최	한국항공우주학회
주관	경항공기 연구단 / 비행체 설계 및 시스템 부문위원회



③ 항공우주 MDO 기술 및 응용 Workshop

일시/장소	2013년 4월 26일(금) / 건국대학교 공과대학 C동 세미나실
주최	건국대학교 항공우주설계인증연구소
후원	한국연구재단(우주핵심기술개발사업)
세부내용	▪ Technology Infusion - Xerox Case Study (서울대 서은석 교수) ▪ The Generalized Location Routing Problem with Profits and Its Applications (KAIST 안재명 교수) ▪ MDO Methods and Aerospace Design Applications at Konkuk (건국대 이재우 교수) ▪ System Analysis & Configuration Design for KLA-100 (건국대 김상호 교수)
사진	 

5. 대외협력

대상기관	기간	장소	목적 및 내용
▪ Found Aircraft ▪ Diamond Aircraft	2011. 1.25 ~ 1.28	캐나다	▪ Found Aircraft 사 방문 - 소형 항공기 시장동향 및 기술동향 파악 - 공장 시설 및 제작중인 항공기 견학 ▪ Diamond Aircraft 사 방문 - 복합재 경항공기 개발에 필요한 기술동향 파악 ▪ Ryerson University 방문 - 북미 소형 항공기 시장 및 기술동향 파악
▪ William McKenney Found Aircraft Chief Engineer(캐나다) ▪ Marcus J. Basien AD&C President(독일)	2011. 2. 8 ~ 2.11	건국대	▪ 해외시장 진입 및 협력방안 자문 ▪ 경항공기 설계 검토 자문 ▪ 경항공기 해외 인증 방안 자문 ▪ 복합재 입증 방안 자문
▪ Flight Design	2011. 3.10	건국대	▪ 설계/인증/생산/판매 관련 협력방안 협의
▪ Flight Design ▪ AD&C	2011. 3.24 ~ 3.28	독일	▪ 설계/인증/생산/판매 관련 협력방안 협의
▪ Flight Design	2011. 4.18	건국대, 독일	▪ MOU 체결
▪ Flight Design	2011. 5.30 ~ 6. 2	건국대	▪ 계약 협상 ▪ 기술 협의
▪ HCM Univ., KGC Company	2012. 8.13 ~ 8.19	베트남	▪ 현지 항공기 제작 관련 기관/종사자를 통한 공동연구, 공동생산 참여에 대한 협의와 시장조사 및 향후 경항공기 구매, 운용관련 협의
▪ Flight Design	2014.01 ~ 2017.12	베셀, 독일	▪ 기술협력 계약체결 ▪ 설계/제작/시험평가 등 기술협력






6. 연구성과 활용방안

가. 국내 판매전략

1) 기존 비행교육원 및 항공클럽을 통한 판매

○ 교육훈련기 또는 비행체험기로 KLA-100 공급(저가형 판매 또는 임대) 및 정비 서비스 제공

○ 비행훈련생의 KLA-100 친숙화 효과를 통한 구매 유도

○ 항공클럽과 딜러쉽 계약을 통해 판매 시 일정 수익 제공

2) 비행교육원 설립을 통한 판매

○ KLA-100 친숙화를 통한 판매 유도는 기존 비행교육원과 동일

○ 판매와 연계하여 비행교육, 항공기 유지보수 및 관리를 제공하는 Total Care 제공 (판매 옵션화 적용)

○ 법인 또는 동호회 대상, 판매가 아닌 연회비 형태의 회원제 프로그램 개발

3) 공공기관 판매

○ 환경감시, 산불감시, 불법어로 감시 등의 공공용으로 판매

○ 운영 중인 노후 외산항공기를 대체하여 일상적인 유지관리 및 즉시적인 정비 제공 가능성 부각

○ 국내 수요 확인 중

나. 해외 수출전략

1) 중국

가) LSA 인증 절차

○ 자체 TDA (형식 디자인 승인) 및 PC (제작 인증) 필요 (공장 설립 필요)

- 유럽 EASA TC(형식 인증) 및 PC와 동일 개념
- 획득에 최소 1~2년 소요

○ Validation Type Certificate (형식 인증 평가) 및 PC (제작 인증)

- BASA 등의 상호협정이 체결된 국가의 인증에 대해 심사를 통해 인증 부여 (EASA TC 해당, 대한민국 해당 없음)
- TDA와 인증 획득 소요 기간 유사

나) 판매 및 인증획득 전략

○ 중국 협력업체와 합작회사 설립 추진

○ 합작회사가 직접 TDA 및 PC 획득

○ 현재 3개 업체와 협력 방안 협의 중

2) 미국

가) 인증 관련

○ 미국과의 BASA 협정으로 국내 인증기에 대해 심사를 통해 인증 부여

○ 현지 협력업체를 통한 진행 및 베셀 자체 진행 모두 가능

나) 판매 추진 방안

(1) FD USA 등 딜러를 통한 영업, 판매 (커미션 지급)

(2) 해외 전시회를 통한 판매, 인터넷을 통한 구매 접수 등 베셀 직접 영업 (시차 문제로 인한 즉시적 대응 어려움 예상)

3) 유럽

▶ BASA 협정 미체결로 베셀이 인증 획득하는 것은 불가능

▶ FD의 KLA-100 EASA TC를 기반으로 제작, 판매하는 것으로 추진 중 (FD가 베셀에 대당 5% 로열티 지급)

다. 국내 홍보방안

1) 국내 전시회를 통한 홍보

○ 매년 또는 격년으로 개최되는 국내 항공전시회 활용

- ADEX (경기도 성남) : 격년, 2017년 10월 旣 참가
- 사천항공우주엑스포 (경남 사천) : 매년, 2107년 10월 旣 참가
- 경기항공전 (경기도 수원) : 매년 2017년 미 개최

* 2017년 전시회를 통해 구매 의향자 확인(80여명)

○ 항공기 탑승 체험, 즉석사진 촬영 및 인화서비스, 시범 비행 등을 통해 베셀 및 KLA-100 브랜드 홍보

2) 언론 매체 홍보

○ TV방송, 인쇄 매체(신문/잡지) 등 주요 언론매체에 직접 광고 게재

○ 매스 미디어의 특성에 따른 높은 파급력 및 홍보효과 기대

3) 온라인 홍보

○ 경량항공기 교육기관 홈페이지에 항공기 소개 및 배너 광고 게재

○ 페이스북, SNS, 블로그 운영 등을 통한 저비용의 바이럴 마케팅 활용

4) 기존 비행교육원, 항공클럽, 동호회 활용

○ 기존 업체 방문을 통해 인적 관계 형성 및 KLA-100 홍보

○ 회원 대상 브로셔, 기념품 제공 등의 마케팅 활동

○ 기체 자가 정비 무상교육 등의 서비스 제공을 통해 베셀 브랜드 홍보

○ 기본적으로 타 항공기에 대한 정보 및 항공기에 대한 전문적인 지식을 갖고 있는 사람들이므로 KLA-100의 스핀 저항성, Stylish한 디자인 등 경쟁기종과 대비되는 기능적 특성 및 차별성 부각

5) 자체 비행교육원 설립

○ 비행교육원 및 레저센터 설립 자체만으로도 관심 및 이목 집중
(관련 뉴스, 기사 등 미디어 활용)

○ 항공기 생산현장 Tour 프로그램 도입

6) 기타 방안

○ 지자체, 여행사와 협력하여 체험 및 여행투어 프로그램 개발

○ 다양한 행사에 축하비행 참여를 통해 항공기 노출 및 홍보

○ 방송 및 영화 항공촬영 지원

라. 국외 홍보방안

1) 해외 전시회 참가를 통한 KLA-100 홍보

▶ 해외 항공기 전시회 목록

행사명	시기 (매년)	장소	기간	특징
Oshkosh Airshow	7월	Oshkosh WI, USA	7일	- 세계에서 가장 큰 규모의 에어쇼
Abbotsford Airshow	8월	Abbotsford BC, Canada	3일	- 캐나다에서 개최 - Oshkosh와 비슷한 규모
Aero Expo	6월	Wycombe airpark, UK	3일	- 영국의 경비행기 EXPO - 150개 이상 업체 참여
US Sport aviation Expo	1월	Sebring FL, USA	4일	- 미국 플로리다 경비행기 EXPO (FD 참석 경험 有) - 경비행기만 전시
AERO Friedrichshafen	4월	Friedrichsh-afen, Germany	4일	- 독일 Trade expo - 2017년 FD 참가 (KLA-100 전시)

▶ 전시회 규모 및 인지도 고려, 2018년 Oshkosh Airshow에 우선 참가 필요

▶ KOTRA, 항공우주산업진흥협회 등에 참가비 지원 등 정부지원 요청

2) 딜러쉽 계약을 통한 기존 판매 네트워크 활용

3) 현지 조립 공장 설립을 통한 현지화 전략

4) 정부 주관 해외 기술로드쇼 및 Trade Show에 참가

5) 홈페이지를 통한 온라인 카탈로그 제공

6) 해외 유명 항공기 관련 온라인 사이트, 잡지 등에 광고, 기사 게재

마. 시정개척, 후속기종 개발시 자체기술 적용방안

1) LSA 항공기 개발에서 축적된 설계, 제작/조립, 시험평가 및 인증기술을 기반으로 파생기종(3인승기, 무인기, 수상기, 전기비행기 등) 개발에 적용

2) 정부의 부품국산화사업과 연계하여 랜딩기어, 캐노피 등 주요 부품의 국산화 개발에 적용

3) 동급의 2인승 경량항공기 또는 KAS-VLA급의 항공기 개발에 적용

제4장. 목표 달성도 및 관련 분야 기여도

1. 목표 달성도

▶ 1세부과제

연차	성과목표		성과지표	측정방법	목표치	가중치	달성도
1차 년도	A. 설계	1. 개발네트워크 구축	공동설계센터 설치	사진	1건	50%	100%
			VPM 설치 및 운영	현물/사진	1건		
		2. 개념설계	형상설계	문서(보고서)	1건		
		3. 기본설계	설계규격서 개발	문서(규격서)	2건		
			공력/구조해석	문서(보고서)	2건		
			기본 구조설계 및 도면 개발	문서(보고서 및 도면)	2건		
			기본 계통설계	문서(보고서)	1건		
			플로트해석	문서(보고서)	1건		
		6. 친환경설계	친환경 엔진 선정	문서(보고서)	1건		
			엔진 Steady Rig 시험	현물	1건		
		8. 체계종합	형상관리계획서	문서(계획서)	1건		
			중량관리계획서	문서(계획서)	1건		
			요구도관리계획서	문서(계획서)	1건		
			위험관리계획서	문서(계획서)	1건		
	C. 시험	2. 풍동시험	1차 풍동시험	문서(보고서)	1건	5%	100%
			2차 풍동시험	문서(보고서)	1건		
	D. 인증	1. 인증계획	KLA-100 형식인증 계획 수립	문서(보고서)	1건	25%	100%
			형식인증(TC) 신청	신청서	1건		
		2. 인증활동	CCL(Compliance Check List)	문서	1건		
	E. 복합재	1. 원소재/공법 선정	적용소재 및 공법 개발	문서(보고서)	10건	15%	100%
		2. 입증계획	복합재입증계획	문서(보고서)	1건		
	F. 사업화	1. 마케팅 조사/기획	국내외 시장조사	문서(보고서)	8건	5%	100%
	소 계					100%	100%
2차 년도	A. 설계	1. 개발네트워크구축	VPM 설치 및 운영	현물/사진	1건	20%	100%
		3. 기본설계	설계규격서 개발	문서(보고서)	2건		
			공력/구조해석	문서(보고서)	2건		
			기본 구조설계 및 도면 개발 (100%)	문서(보고서)	2건		
			기본 계통설계	문서(보고서)	1건		
		4. 상세설계	공력/성능/조종안정성 해석	문서(보고서)	1건		
			하중해석	문서(보고서)	1건		
			플러터해석	문서(보고서)	1건		
			상세구조설계 및 도면개발 (70%)	문서(보고서 및 도면)	2건		
			구조해석 (50%)	문서(보고서)	1건		
			계통설계	문서(보고서)	1건		
			제작검사 규격서 개발	문서(보고서)	3건		
		5. 치구설계	부품/부조립 치구설계 (20%)	문서(도면)	1건		
		6. 친환경설계	엔진 Steady Rig 시험	문서(보고서)	1건		
	B. 제작	1. 제작기준	치구 제작 계획	문서(계획서)	1건	30%	100%
			부품제작 공정기준 구축	문서(절차서)	1건		

연차	성과목표		성과지표	측정방법	목표치	가중치	달성도
			부조립 공정기준 구축	문서(절차서)	1건		
			총조립 공정기준 구축	문서(절차서)	1건		
		2. 치구제작	부품/부조립 치구 제작 (5%)	현물/사진	1건		
		3. 항공기제작	비행시제 1호기 부품 제작 및 부조립	현물/사진	1건		
		4. 품질보증/검사	품질보증 계획	문서(계획서)	1건		
			치구 검사기준 구축	문서(절차서)	1건		
			치구 품질검사	문서(보고서)	1건		
			부품/조립체 검사기준서	문서(절차서)	1건		
			부품/조립체 품질검사	문서(보고서)	1건		
			구매 품질검사	문서(보고서)	1건		
	C. 시험	1. 시험계획	시험평가 종합계획 수립	문서(계획서)	1건	15%	100%
			시험평가 상세계획 수립	문서(계획서)	1건		
			지상시험계획서 수립	문서(계획서)	1건		
		2. 풍동시험	3차 풍동시험모델 제작	현물/사진	1건		
			3차 풍동시험	문서(보고서)	1건		
			동안정성 풍동시험 모델 제작	현물/사진	1건		
			동안정성 풍동시험	문서(보고서)	1건		
		3. 지상시험	엔진추력시험	현물/문서(보고서)	1건		
			조종장치 Iron Bird 시험	문서(보고서)	1건		
			기체구성품 정하중 시험	문서(보고서)	1건		
		4. 비행시험	비행시험용 탑재장비 확보	현물/문서(계획서)	2건		
			최종형상 공력DB 구축	문서(DB)	1건		
			통합시뮬레이션 소프트웨어 개발 및 활용	현물/문서(DB)	2건		
	D. 인증	1. 인증계획	제작증명 (PC) 신청	신청서	1건	20%	100%
		2. 인증활동	CCL (Compliance Check List)	문서(보고서)	1건		
			적합성입증	문서(계획서/보고서)	2건		
			합치성검사	문서(계획서/보고서)	2건		
			인증요구도 관리	문서(계획서/보고서)	2건		
	E. 복합재	3. 입증시험	복합재 동등성시험	문서(계획서/보고서)	2건	10%	100%
			동등성 시편제작	현물/사진	1건		
			라미나 시험	문서(계획서/보고서)	2건		
			라미네이트 시험	문서(계획서/보고서)	2건		
			엘리먼트 시험	문서(계획서/보고서)	2건		
			복합재 성형공정 효율 개선	문서(보고서)	1건		
	F. 사업화	1. 마케팅 조사/기획	마케팅전략 기획	문서(보고서)	2건	5%	100%
	소 계					100%	100%
3차 년도	A. 설계	1. 개발네트워크구축	VPM 설치 및 운영	현물/사진	1건	10%	50%
		4. 상세설계	상세구조설계 및 도면개발 (100%)	문서(보고서 및 도면)	2건		
			상세 구조해석 (100%)	문서(보고서)	1건		
		5. 치구설계	부품/부조립 치구설계 (100%)	문서(도면)	1건		
			총조립 치구설계	문서(도면)	1건		
		7. 설계개선	비행시험 결과반영, 설계개선	문서(보고서)	1건		
		8. 체계종합	매뉴얼 작성	문서	1건		
	B. 제작	2. 치구제작	부품/부조립 치구 제작 (100%)	현물/사진	1건	30%	50%
			총조립 치구 제작	현물/사진	1건		
		3. 항공기제작	비행시제 1호기 부품 제작 및 부조립	현물/사진	1건		
			정하중구조시제 부품 제작 및 부조립	현물/사진	1건		

연차	성과목표		성과지표	측정방법	목표치	가중치	달성도
			비행시제 2호기 부품 제작 및 부조립	현물/사진	1건		
			피로시험용 구조시제 부품제작 및 부조립	현물/사진	1건		
			비행시제 1호기 총조립	현물/사진	1건		
			정하중구조시제 총조립	현물/사진	1건		
			비행시제 2호기 총조립	현물/사진	1건		
			피로시험용 구성품 조립	현물/사진	1건		
		4. 품질보증/검사	치구 품질검사	문서(보고서)	1건		
			부품/조립체 검사기준서	문서(절차서)	1건		
			부품/조립체 품질검사	문서(보고서)	1건		
			구매 품질검사	문서(보고서)	1건		
	C. 시험	1. 시험계획	비행시험계획서 수립	문서(계획서)	1건	30%	50%
		2. 풍동시험	동안정성 풍동시험	문서(보고서)	1건		
			RC모델 스핀회복시험 모델 제작	현물/사진	1건		
			RC모델 스핀회복시험	문서(보고서)	1건		
		3. 지상시험	조종장치 Iron Bird 시험	문서(보고서)	1건		
			기체구성품 정하중 시험	문서(보고서)	1건		
			기체구성품 충격시험	문서(보고서)	1건		
			기체구성품 파괴시험	문서(보고서)	1건		
			전기체 정하중시험	문서(보고서)	1건		
			항공기 GVT (지상진동시험)	문서(보고서)	1건		
			기체구조 하중보정시험(SLCT)	문서(보고서)	1건		
			기체구성품 피로시험	문서(보고서)	1건		
			연료계통시험	문서(보고서)	1건		
		4. 비행시험	비행시험용 탑재장비 확보	현물	1건		
			최종형상 공력DB 구축	문서(DB)	1건		
			통합시뮬레이션 소프트웨어 개발 및 활용	현물/문서(DB)	2건		
	D. 인증	2. 인증활동	CCL (Compliance Check List)	문서(보고서)	1건	20%	50%
			적합성입증	문서	1건		
			합치성검사	문서	1건		
			체계안정성평가	문서	1건		
			인증요구도 관리	문서(계획서/보고서)	1건		
	E. 복합재	3. 입증시험	라미네이트 시험	문서(계획서/보고서)	2건	5%	50%
			엘리먼트 시험	문서(계획서/보고서)	2건		
			복합재 성형공정 효율 개선	문서(보고서)	1건		
	F. 사업화	2. 마케팅 조사/기획	국내/해외 시장진입 실행계획 수립	문서(계획서)	2건	5%	50%
	소 계					100%	50%
4차 년도	개발관리	일정/예산/성과 관리	일정/예산/성과물관리 보고서		1건	1%	100%
		PDM 도입 및 운영	PDM 도입/운영보고서		1건	1%	
		대외협력	대정부/대외활동보고서		1건	2%	
		국·내외 기술협력	FD 기술협력		1건	4%	
			인증기관 용역			2%	
	체계종합	개발요구도 관리	체계규격서		1건	2%	100%
		형상설계	형상설계 결과보고서		1건	2%	
		형상관리	형상관리 계획서		1건	2%	
		중량 및 평형관리	중량관리 보고서		1건	2%	
		위험도 관리	위험도관리 계획서		1건	2%	
		체계안전성평가	체계안전성평가 결과보고서		1건	2%	

연차	성과목표		성과지표	측정방법	목표치	가중치	달성도
		설계종합	WBS		1건	2%	
		양산가격 추정	양산가격 추정서		1건	2%	
		매뉴얼 작성	비행매뉴얼		1건	2%	
	항공기 설계	체계해석	체계해석보고서, 기술지원보고서		1건	2%	100%
		구조 설계	3D 모델		1건	3%	
		계통 설계	3D 모델		1건	3%	
		플러터해석	플러터 해석보고서		1건	1%	
		CDR	상세설계보고서		1건	2%	
	치구설계	복합재 치공구 설계	3D 모델		1건	1%	100%
	제작기준	재료 및 공정규격서	재료규격서, 공정규격서		1건	2%	100%
		부품제작 기준서	작업지시서		1건	2%	
	치구제작	복합재 치공구 제작	복합재 치공구(현물)		1건	1%	100%
	항공기 제작	비행시제 1호기 제작	비행시제 1호기(현물)		1건	6%	100%
		비행시제 2호기 제작	비행시제 2호기(현물)		1건	6%	
		구조시험용 기체 제작	구조시험 기체(현물)		1건	3%	
	품질보증/ 검사	품질보증 계획	품질보증계획서		1건	2%	100%
		품질보증 활동	내부/협력업체 심사결과 보고서, 합치성확인서		1건	1%	
	풍동시험	풍동시험 모델 제작	풍동모델(현물)		1건	2%	100%
		풍동시험	풍동시험 결과보고서		1건	2%	
	구조시험	구조 기체정하중 시험	시험계획서, 시험결과 보고서		1건	2%	100%
		지상진동(GVT) 시험	지상진동시험 결과보고서		1건	1%	
	계통시험	착륙장치충격 시험	착륙장치 충격시험결과보고서		1건	1%	100%
		전자기 적합성(EMC) 시험	EMC 시험 결과보고서		1건	1%	
		조종사/항공기 적합성(PVI)시험	PVI 시험 결과보고서		1건	1%	
		계통 기능 시험	계통별 시험결과 보고서		1건	2%	
	비행시험	비행시험계획	비행시험계획서		1건	2%	100%
		비행시험용 탑재장비	비행시험용 탑재장비(현물)		1건	2%	
		비행시험(FFRR)	개발 비행시험 결과보고서		1건	5%	
	인증계획	경량항공기 안전성 인증	안전성 인증 신청서/인증자료		1건	2%	100%
	인증활동	LSA CCL(Compliance Check List) 작성	CCL		1건	2%	100%
		LSA 안전성인증문서	안전성 기준 절차 정립		1건	10%	
	제품홍보	전시회 참가	국토교통기술대전 참가		1건	2%	100%
	사업화 전략	사업화 전략	사업화 추진전략 보고서		1건	2%	100%
	소 계					100%	100%

▶ 2세부과제

연도	연구목표		평가 착안점	달성도 (%)
1차년도	MFD 개발 / 항공전자 및 계기시스템 개발	설계도면 및 사양서 개발	FD H/W System Architecture 작성 MFD S/W API 및 GUI 개념설계 VLA 계기시스템 구성을 위한 계기선정	100%
		기술동향 조사	국내 MFD 개발현황 및 기술내용 분석 해외제품의 H/W 및 S/W 분석 경항공기 전원 및 계기계통 개발 기술 현황	100%
		공통기반기술과의 호환성 분석	Target Board 분석 응용프로그램 컴파일 및 실행방법 정의 관련기술과의 호환성 검토	100%
		조종석 시현장치 시스템 요구도 분석	경쟁기종 계기판 구성분석 국내외 항공법규 및 인증기술기준 분석 경항공기 패널형상 개념설계	100%
		구성품 기능 및 성능요구도	MFD 경쟁제품 분석 MFD 개발목표 설정 전기장치 관련 항공법규 및 인증기술기준 분석	100%
		하드웨어 개발계획서	하드웨어 개발범위 설정 MFD H/W 목표성능 설정 스위치패널 제어장비 식별	100%
		Linux 커널 비교	Linux 버전 분석 운영체제 기초개념 분석 파일시스템 분석 Linux 커널 분석	100%
		LCD모듈 요구도 분석	LCD모듈 구조분석 LCD모듈 특성 분석 및 사양 비교 LCD모듈 요구도 확정	100%
		LCD모듈 개념설계	LCD모듈 광학특성 분석 LCD모듈 개념방안도 및 외형도	100%
		GIS기본 설계	GIS 구현기능 목표설정 GIS 기반 S/W system architecture 작성 GIS 지도 구성방안 수립	100%
		GIS 및 GPS 연동 S/W 요구도 분석	GIS 분석 GIS 기본설계 방향검토	100%
	점검장비 개발	점검장비 요구도 분석	점검장비 요구도 분석	100%

연도	연구목표		평가 착안점	달성도 (%)
2차년도	MFD 개발	MFD기본설계 및 상세설계	MFD 설계도면 및 부품목록	100%
		MFD시제품	시제품	100%
		EFIS/EMS S/W 개발	EFIS/EMS S/W 개발보고서 개발범위 및 기능정의 검증방안 및 개발규격 정의	100%
		LCD 모듈 상세설계	설계도면 및 설계 BOM	100%
		LCD 모듈 시제품	시제품 보고서	100%
		GIS 항법지도 조작 및 관리/운영 기능 개발	전시를 위한 항공기 센서데이터 분석 항공기 센서데이터 통신방식 분석	100%
		GIS 항공항법시스템 설계 및 제작	보고서	100%
		항공기 센서데이터 처리기법 연구	설계 도면, 부품목록	100%
	점검장비 개발	요구도 분석	요구도 분석 보고서	100%
		개념설계	설계방안도 및 외형도	100%
	항공전자 및 계기시스템 개발	분석용 GC 시험결과	분석용 GC 시험결과 보고서	100%
		전원계통 개발	전원계통 개발 보고서	100%

연도	연구목표		평가 착안점	달성도 (%)
3차년도	MFD 개발	MFD시제품	시제품 제작결과	100%
		MFD 도면	MFD 도면	100%
		MFD 성능시험	시험보고서	100%
		LCD 모듈 통합시험	시험성적서	100%
		GIS 설계/구현	GIS S/W 상세설계 및 구현	100%
		항공기 센서데이터처리기법 연구	전자기 시현기 전시정보 분석 및 센서/ 데이터 분석 정보전시를 위한 데이터 처리기법 연구 전시정보의 판독성 비교 분석	100%
	점검장비 개발	점검장비 시험설차서 및 성적서	점검장비 시험절차서 점검장비 시험성적서	100%
		점검장비 제작	점검장비 상세설계 부품도 점검장비 조립도 점검장비 BOM 점검장비 시제품	100%
	VLA항공전자 및 계기시스템 개발	시제품 제작	시제품	100%
		장착도면	장착도면	100%
		지상시험	시험보고서	100%

연도	연구목표		평가 착안점	달성도 (%)
4차년도	MFD 개발	MFD 시제품	시제품 제작결과	100%
		점검장비 개발	MFD도면 제작결과	100%
		MFD 성능시험	MFD 성능시험 결과	100%
		LCD 모듈 통합시험	LCD 통합시험 결과	100%
		GIS 설계/ 구현	항공 내비게이션 S/W 저작권 등록	100%
		항공기 센서데이터 처리기법 연구	연구 결과 보고서	100%
		매뉴얼 작성	매뉴얼 제작 결과	100%
		MFD 개발 보고	MFD개발 결과 보고서	100%
		MFD S/W 제작	S/W 저작권 등록 결과	100%
		LCD 모듈 매뉴얼	매뉴얼 제작 결과	100%
		GIS 보고서/매뉴얼	GIS 매뉴얼 제작결과	100%
		통합시험 보고서/매뉴얼	GIS 개발 결과 보고서	100%
		항공용 S/W 검증	S/W 검증 보고서 S/W 신뢰성시험 결과	100%
		사업화 전략 수립	사업화전략 보고서	100%
	점검장비 개발	점검장비 상세설계/제작	시제품	100%
		점검장비 시험절차서, 성적서	절차서 및 성적서	100%
		점검장비 통합시험 성적서	성적서	100%
		소프트웨어 등록	S/W 저작권 등록 결과	100%

2. 관련 분야 기여도

▶ 국내 항공 레저 스포츠 욕구충족 및 수입 대체로 항공산업 기반 확산
▶ 국내 2인승급 경항공기의 설계/해석/제작/시험 및 체계종합기술 확보
▶ 항전장비의 국산화 개발로 해외의존도를 탈피할 수 있는 기회 마련
▶ 안전성 인증획득을 위한 시험 평가 절차 및 기술의 발전에 기여
▶ 국내 경량항공기 전문기업을 육성하여 국내수요 및 수출기반 확보

제5장. 연구개발성과의 활용계획

1세부	• 국내에서 처음 시도되는 Wet Lay-up 방식을 이용한 저가형 복합재 경량항공기 제작 방식 도입과 기술 자료를 통해 구매품 모델, 표준품 규격 등의 필수 정보 등 항공기 제작에 필요한 모든 정보 확인 가능 • 3D 모델링을 통해 항공기 구성, 각 계통 별 연계 시스템, 필수 구성품등을 확인할 수 있어 전체적인 항공기 구조를 파악할 수 있으며 모델링을 이용하여 부품 제작용 치공구 제작 가능 • 기체부품 및 전기체에 대한 시험을 통하여 해석결과와 시험결과의 Feedback System 수립(KLA-100 이후 유사기종 개발 시 활용) • 향후 VLA급 항공기로 형식증명 및 제작증명 획득하여 국내수요 충족 및 해외 경항공기 시장 진출 기반 조성 및 인증기술 기반 구축 • 사업화 추진전략을 바탕으로 양산이후 KLA-100 홍보 및 해외 판매구축과 협력업체인 Flight Design 사의 판매망 및 딜러를 활용하여 KLA-100이 FD사의 CTLS의 후발 주자로 도약 • 후발 항공 신흥 개발국 등에 상세설계 노하우로 기술이전을 통한 이익 증대 • 후발 개발 업체 등에 획득한 노하우 기술 이전 (KLA-100 이후 유사기종 개발 시 활용) • 선박, 자동차 분야 복합재료 제작사 등에 경제적인 제작공법 전파하여 타 유사분야 제작에 적용 및 실용화 • 국내·외 마케팅 전략을 현실에 맞게 지속 보완하여 지속가능한 판매전략 수립 • 보완된 판매전략을 바탕으로 KLA-100 판매를 촉진하여 장기적인 항공기 생산 및 판매 추진 • 생산량 및 판매 확대를 통한 관련산업 활성화 및 일자리 창출 확대
2세부	• 본 연구사업의 결과물을 활용하여 경량 항공기의 신규산업을 구축할 수 있도록 유도하고 항공기 부품개발에 따른 시험평가 기술의 확보로 부품 국산회의 활용토록 함 • 본 연구개발의 결과물인 다기능 시현기를 1세부 KLA-100 의 MFD(EFIS/EMS) 에 적용을 추진함 . 향후 MFD의 KLA-100 탑재 시험을 추진하고 1세부 실용화 계획에 맞춰 관련 기술지원을 수행할 예정임. • 본 연구개발을 통해 확보된 항공전자 및 계기시스템 기술을 기반으로 향후 KLA-100에 탑재되는 항전/배선 및 전원시스템 양산 참여를 추진함. • 본 과제를 통해 확보된 기술을 바탕으로 중형 및 대형기 전자장비 개발로의 확장 등 전반적으로 부족한 국내 항공 전자 시스템 개발 기술의 인프라 구축을 도모함 • 본 연구사업을 통해 확보된 항공기용 다기능 시현기 및 항공네비게이션 기술을 바탕으로 국내 유사 항공 사업으로의 확장을 도모하고 2세부 주관기관인 퍼스텍의 방산분야 사업 경험을 바탕으로 유사 방산사업 참여를 도모함 • 본 연구개발의 결과물인 MFD 판매를 통한 사업화 추진을 검토하고 있으나, 국내 전용으로 개발되어 1세부 실용화 계획에 의거 연간 판매수량이 20대 내외로 예상되고 있으며, 해외 제품과의 가격 경쟁력을 고려 시 판매 단가는 500만원 이하로 책정하는 것이 필요하기 때문에 사업화에 따른 매출 규모는 적을것으로 예상됨. 이에반해 MFD 제품 유지를 위해 항공지도를 매년 구입해야 하고, 사용자 요구사항을 반영한 지속적인 성능개선이 필요하며, 판매망 확보 및 영업인력 확보, AS 센터 구축등 지속적인 투자가 필요함. 따라서 판매수량 및 매출액 대비 투자금액을 회수하고 이윤을 발생시킬수 있는지에 대해 분석하여 사업화에 대한 검토를 지속적으로 진행하는 것이 필요함

KLA-100 경량항공기 사업화 계획

1. 시장 분석

가. 경항공기 및 경량항공기 업체별 판매 현황 (Single Piston Engine / 단발기)

*GAMA Databook 2016

	2012	2013	2014	2015	2016	total	해외지점
Cirrus	253 대	276 대	308 대	301 대	317 대	1455 대	30 개
Cessna	283 대	206 대	220 대	271 대	217 대	1197 대	18 개
Tecnam	n/a	197 대	190 대	191 대	191 대	769 대	10 개
Flight Design	76 대	89 대	88 대	59 대	23 대	335 대	2 개

* 모든 업체가 전 세계에 지점을 두고 판매 활동 중

나. 수요 분석

1) 국내

- 제2차 항공정책기본계획(2015~2019) 수립 및 항공레저스포츠업 신설 등 항공법 개정으로 항공레저스포츠 산업 육성을 위한 제도적 기반 마련
- 새만금 항공레저센터 설립 추진, 기존 이착륙장 양성화 및 신규 이착륙장 건설 등 항공레저스포츠산업 활성화를 위한 인프라 확충 예정
- 항공기 구매/임대를 지원하기 위한 항공금융제도 도입 검토 등의 재정 지원을 바탕으로 향후 경량항공기 수요 증가할 것으로 예상

2) 미국

- 2014년 기준, FAA에 의해 LSA등급으로 인증된 항공기는 총 137개 모델이 있으며, 이 중 미국이 49개 모델로 세계 최대의 경량항공기 시장
- SLSA로 등록된 항공기는 2016년 기준 약 3,000대이며 신규 수요는 매년 약 4%씩 증가하여 2037년 까지 약 3300대 이상이 신규 등록될 것으로 예측(FAA Survey and Forecast)
- 개인 경제소득 및 여가시간 증대, 타 부류항공기보다 저렴한 가격, 비행면허인의 증가로 신규 수요가 급속히 증가하고 있는 실정임.

3) 중국

- 저공 공역 개방으로 민간 항공기 운항 확대
- 2016년 300여개의 경비행장을 2020년까지 800여개로 늘리는 것을 핵심으로 한 민간

항공산업 발전 지도의견 발표
- 이를 바탕으로 관련 업계에 따르면 5년 내 경비행기 신규 수요가 약 1만대 이상 이를 것으로 예상
- 자산컨설팅업체 보고서에 따르면, 자가용 비행기를 구매할 수 있는 '억만장자(180억원 보유)' 6만3500명을 대상으로 실시한 설문에서 12.5%는 3년 이내에 자가용 비행기를 구매할 의향을 가지고 있다고 답변

4) 유럽
- 글라이더, 경량항공기 등 항공레저스포츠 활성화
- LSA 제조업체들은 작은 규모로 운영되는 중소기업이 많음
- 경량항공기 제조 기업은 해마다 늘어나고 있으며 종류와 생산 대수도 증가하고 있음

5) 동남아
- 인도네시아의 경우 많은 섬으로 구성된 특성 상 도서간 이동을 위한 수상기 수요 있는 것으로 파악
- 베트남은 비행훈련 목적의 VLA급 항공기 수요 있음
- 전반적으로 고가 항공기 구매력 부족, 민간항공기 시장의 비활성화 및 관련 정보 매우 부족하며 관련법이 체계화 되지 않아 판매 및 감항인증의 어려움 예상

2. 경쟁력 분석

가. KLA-100 경쟁기종

	Jabiru J230D	FD CTLSi	Gobosh 800XP
Country	Australia	Germany	USA
Engine	Jabiru3300A	Rotax912iS	Rotax 912 ULS
photo			
Propeller	• 2-Blade mix wood and fiberglass • Fixed pitch	• 3-Blade Neuman Propeller	• Elprop 3-Blade composite Prop
Wing Type	High wing	High wing	Low wing
Output(HP)	120	100	100
Empty Weight(kg)	370	349	345
Useful load(kg)	230	251	255
MTOW(kg)	600	600	600
Cruise speed (Kts)	120	124	110
Fuel capacity (L)	135	130	110
Endurance Time(hrs)	5.6	6	7.3
Range(km)	1,215	1800	1,314
Meterial	Composite	Composite	Composite
Certification Category	CS-LSA	CS-LSA	LSA
Baggage capacity	N/A	50kg	30kg
TC issued	2012	2003	2008
Basic Price($)	145,733	156,500	162,000
Remarks	• Night VFR Option (+33,375$) • VH night VMC 감항성인증 • 자체 브랜드의 엔진양산	• Include Airframe Parachute • CS-LSA in Europe • S-LSA in USA	• NAV/COM (+5,900$) • Autoflight (+6,900$)

< KLA-100 대비 LSA 경쟁기종 분석 >

KLA-100 vs 주요 LSA 기종 비교표		
항 목	KLA-100	LSA (3개 기종 평균)
Empty Weight(kg)	380 (목표)	354.7
Useful Load(kg)	220	245.3
MTOW(kg)	600	600
Cruise Speed(Kts)	117	118.0
Fuel Capacity(L)	130	125.0
Endurance Time(hrs)	6 (max. 10)	6.3
Range(km)	1,400	1,443
Material	Composite	Composite
Basic Price	약 1.6억	약 1.65억($154,744)

나. 분석 결과

- 전체적인 항공기 성능은 경쟁기종과 유사
- 판매목표가는 경쟁기종 평균보다 낮은 반면 KLA-100은 Garmin G3X 등 신형 항전장비 장착으로 고급화된 사양임
- 경쟁 기종과 비교하여 성능은 유사하나 가격 및 사양 측면에서 비교 우위를 가지고 있으며 옵션 사양으로 저가형 장비 적용 시 충분한 가격 경쟁력 또한 확보 가능

3. 판매 방안

가. 국내 마케팅 방안

1) 국내 전시회를 통한 홍보

○ 매년 또는 격년으로 개최되는 국내 항공전시회 활용

- ADEX (경기도 성남) : 격년, 2017년 10월 旣 참가
- 사천항공우주엑스포 (경남 사천) : 매년, 2107년 10월 旣 참가
- 경기항공전 (경기도 수원) : 매년 2017년 미 개최

* 2017년 전시회를 통해 구매 의향자 확인(80여명)

○ 항공기 탑승 체험, 즉석사진 촬영 및 인화서비스, 시범 비행 등을 통해 베셀 및 KLA-100 브랜드 홍보

2) 언론 매체 홍보

○ TV방송, 인쇄 매체(신문/잡지) 등 주요 언론매체에 직접 광고 게재

○ 매스 미디어의 특성에 따른 높은 파급력 및 홍보효과 기대

3) 온라인 홍보

○ 경량항공기 교육기관 홈페이지에 항공기 소개 및 배너 광고 게재

○ 페이스북, SNS, 블로그 운영 등을 통한 저비용의 바이럴 마케팅 활용

4) 기존 비행교육원, 항공클럽, 동호회 활용
○ 기존 업체 방문을 통해 인적 관계 형성 및 KLA-100 홍보
○ 회원 대상 브로셔, 기념품 제공 등의 마케팅 활동
○ 기체 자가 정비 무상교육 등의 서비스 제공을 통해 베셀 브랜드 홍보
○ 기본적으로 타 항공기에 대한 정보 및 항공기에 대한 전문적인 지식을 갖고 있는 사람들이므로 KLA-100의 스핀 저항성, Stylish한 디자인 등 경쟁기종과 대비되는 기능적 특성 및 차별성 부각

5) 자체 비행교육원 설립
○ 비행교육원 및 레저센터 설립 자체만으로도 관심 및 이목 집중
(관련 뉴스, 기사 등 미디어 활용)
○ 항공기 생산현장 Tour 프로그램 도입

6) 기타 방안
○ 지자체, 여행사와 협력하여 체험 및 여행투어 프로그램 개발
○ 다양한 행사에 축하비행 참여를 통해 항공기 노출 및 홍보
○ 방송 및 영화 항공촬영 지원

나. 국내 판매 추진 방안
1) 기존 비행교육원 및 항공클럽을 통한 판매
○ 교육훈련기 또는 비행체험기로 KLA-100 공급(저가형 판매 또는 임대) 및 정비 서비스 제공
○ 비행훈련생의 KLA-100 친숙화 효과를 통한 구매 유도
○ 항공클럽과 딜러쉽 계약을 통해 판매 시 일정 수익 제공

2) 베셀 비행교육원 설립을 통한 판매
○ KLA-100 친숙화를 통한 판매 유도는 기존 비행교육원과 동일
○ 판매와 연계하여 비행교육, 항공기 유지보수 및 관리를 제공하는 Total Care 제공 (판매 옵션화 적용)
○ 법인 또는 동호회 대상, 판매가 아닌 연회비 형태의 회원제 프로그램 개발

3) 공공기관 판매
○ 환경감시, 산불감시, 불법어로 감시 등의 공공용으로 판매
○ 운영 중인 노후 외산항공기를 대체하여 일상적인 유지관리 및 즉시적인 정비 제공 가능성 부각
○ 국내 수요 확인 중

4) 공통 사항
○ 항공기 구매 시 일정 기간 무상 정비 및 부품 지원하는 방안 검토

○ 항공기 구매자에게 면허 취득을 위한 조종교육비 감면 또는 환급 등의 혜택 제공 (각 비행교육원 공통)
○ 구매 시 정부지원/은행 협약을 통한 무이자/저금리의 할부 상품 개발

다. 해외 시장 진입 방안

1) 중국

가) 중국 LSA 인증 절차

○ 자체 TDA (형식 디자인 승인) 및 PC (제작 인증) 필요 (공장 설립 필요)
- 유럽 EASA TC(형식 인증) 및 PC와 동일 개념
- 획득에 최소 1~2년 소요

○ Validation Type Certificate (형식 인증 평가) 및 PC (제작 인증)
- BASA 등의 상호협정이 체결된 국가의 인증에 대해 심사를 통해 인증 부여 (EASA TC 해당, 대한민국 해당 없음)
- TDA와 인증 획득 소요 기간 유사

나) 판매 및 인증획득 전략

○ 중국 협력업체와 합작회사 설립 추진
○ 합작회사가 직접 TDA 및 PC 획득
○ 현재 3개 업체와 협력 방안 협의 중

2) 미국

가) 인증 관련

○ 미국과의 BASA 협정으로 국내 인증기에 대해 심사를 통해 인증 부여
○ 현지 협력업체를 통한 진행 및 베셀 자체 진행 모두 가능

나) 판매 추진 방안

(1) FD USA 등 딜러를 통한 영업, 판매 (커미션 지급)
(2) 해외 전시회를 통한 판매, 인터넷을 통한 구매 접수 등 베셀 직접 영업 (시차 문제로 인한 즉시적 대응 어려움 예상)

3) 유럽

▶ BASA 협정 미체결로 베셀이 인증 획득하는 것은 불가능
▶ FD의 KLA-100 EASA TC를 기반으로 제작, 판매하는 것으로 추진 중 (FD가 베셀에 대당 5% 로열티 지급)

라. 해외 마케팅 방안

1) 해외 전시회 참가를 통한 베셀 및 KLA-100 홍보

▶ 해외 항공기 전시회 목록

행사명	시기 (매년)	장소	기간	특징
Oshkosh Airshow	7월	Oshkosh WI, USA	7일	- 세계에서 가장 큰 규모의 에어쇼
Abbotsford Airshow	8월	Abbotsford BC, Canada	3일	- 캐나다에서 개최 - Oshkosh와 비슷한 규모
Aero Expo	6월	Wycombe airpark, UK	3일	- 영국의 경비행기 EXPO - 150개 이상 업체 참여
US Sport aviation Expo	1월	Sebring FL, USA	4일	- 미국 플로리다 경비행기 EXPO (FD 참석 경험 有) - 경비행기만 전시
AERO Friedrichshafen	4월	Friedrichsh-afen, Germany	4일	- 독일 Trade expo - 2017년 FD 참가 (KLA-100 전시)

▶ 전시회 규모 및 인지도 고려, 2018년 Oshkosh Airshow에 우선 참가 필요

▶ KOTRA, 항공우주산업진흥협회 등에 참가비 지원 등 정부지원 요청

2) 딜러쉽 계약을 통한 기존 판매 네트워크 활용

3) 현지 조립 공장 설립을 통한 현지화 전략

4) 정부 주관 해외 기술로드쇼 및 Trade Show에 참가

5) 홈페이지를 통한 온라인 카탈로그 제공

6) 해외 유명 항공기 관련 온라인 사이트, 잡지 등에 광고, 기사 게재

4. 사업화 계획

가. 사업 범위

1) KLA-100 경량항공기 생산 및 판매

- 2인승 경량항공기 설계 및 제작 능력을 기반으로 고품질 항공기 생산
- 국내외 판매를 위한 판매 전략 수립 및 홍보 실시
- 향후 4인승 항공기, 무인기, 전기 비행기 개발 및 양산 착수

2) 항공정비(Maintenance, Repair, Overhaul) 사업

- 당사 판매 KLA-100 경량항공기 및 기타 항공기를 대상으로 엔진 및 기체 예방 정비 및 수리 서비스 실시
- 항공기 소형 부품 주문 제작으로 기종별 맞춤형 정비 서비스
- 군수 및 민수용 항공기의 해외도입 장비 국산화 추진

3) 비행교육 및 조종사 양성

- KLA-100을 이용한 경량항공기 조종사 자격증 획득 교육
- 경량항공기를 이용한 조종사 양성 교육
- 자가용, 사업용, 계기비행, 조종교육 증명
- 해외 교육생 유치
- 외국 비행교육원과 연계하여 교육수준의 국제화 및 해외 진출 도모

4) 항공 레저스포츠 사업

○ KLA-100 경량항공기 및 4인승 항공기를 활용하여 체험 비행 실시

○ 자연 경관을 공중에서 감상할 수 있는 관광 상품 개발 등 사업 시행

나. 양산 계획

1) 양산단가분석

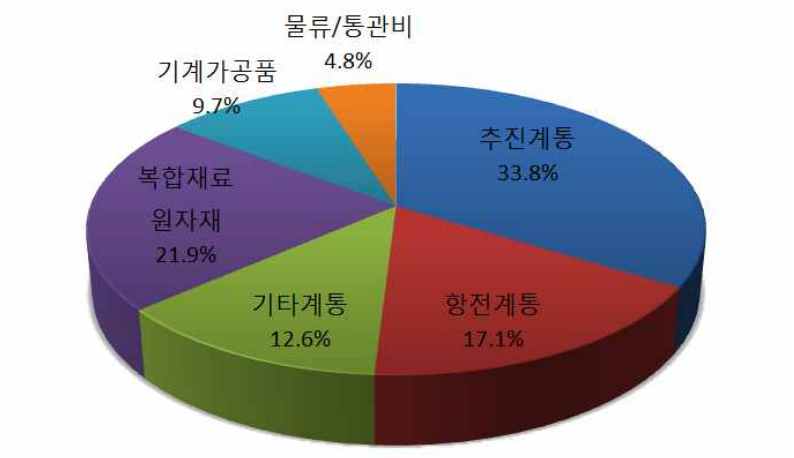
가) 양산단가 및 수익률

- 대당 약 1.6억 (개발단계 투입 인력/비용 기준, 양산 1호기 제작 시 상세내역 재산정 예정)
- 대당 수익률 10% → 2018년 약 32억 수익 목표

2) 국산화율

가) 비용기준

- 양산단가 중 재료비 68% 차지
- 전체 재료비 중 복합재 원자재, 계통 부품 등 해외수입품 약 85.4% 차지

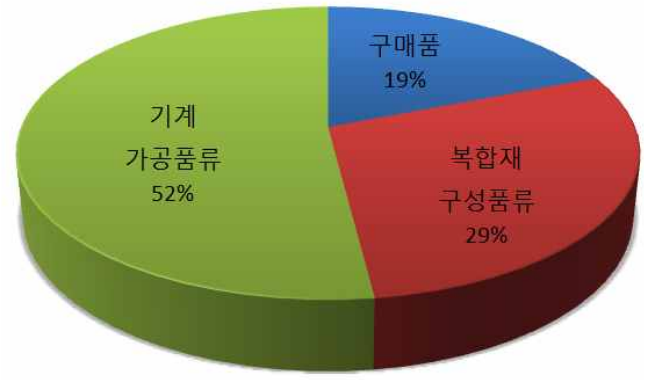


<재료비 세부 구성>

- 양산단가 기준 국산화율 약 42%

나) 부품기준

- KLA-100 전체 부품 중 기계가공품 52%, 복합재 단품 29%, 계통 구성품 19% 차지



<주요 구성품 비율>

- 기계가공품 및 복합재 단품 제작은 국내 수행 → 부품수 기준 국산화율 81%

다) 분석

- 해외 구매하는 재료 및 부품은 항공용으로 승인된 복합재 원자재, 엔진, 프로펠러 등 국내에서 개발된 부품이 없는 대체 불가능한 부품들로 이를 고려하면 실질적인 국산화율은 100%임
- 향후 양산단가 절감 및 국산화율 향상을 위해 국내 확보 가능한 대체 자재 검토 및 아날로그 계기, 동급 성능의 저렴한 엔진, 프로펠러 옵션 적용 등 가격 경쟁력 확보하는 방안 검토 예정

3) 판매 목표

구 분		2018	2019	2020	2021	2022	목표
판매대수		20	30	50	70	100	150↑
판매	국내	10	20	20	20	30	50↑
	해외	10	10	30	50	70	100

▶ 해외 판매비중 점차 확대 (2023년 이후 100대 목표, 세계시장점유율 5%)

4) 기술료 납부

국토교통과학기술진흥원 기술료 제도에 따른 경상기술료 납부 방식 적용하여, 향후 10년간 당해 연도 매출액 2% 분납

5) 활주로/양산공장 설비

- 양산 초기 복합재/부품 제작은 베셀 천안공장에서 수행(연 20대)
- 항공기 조립, 기능점검, 수락비행은 기존 활주로 활용
- 자체 활주로 확보 추진(지자체 협의 중)
  - ○ 경기도 및 기타 지자체와 이착륙장 신설 협의 중
  - ○ 사천시 항공 국가산업단지(2020년 완공예정)내 이착륙장 활용

다. 사업 추진 계획

▶ 경량항공기(KLA-100) 생산 및 판매 : '18. 3월~

▶ 경항공기(VLA) 신규 개발 : '18. 3월~'20. 10월

▶ (주)베셀 항공전문자회사 설립 : '18. 6월

▶ 항공레저 스포츠 사업, 항공기 사용사업 인가 : '18. 6월

○ 조종사, 정비사, 항공기 추가 확보

○ 관광 및 체험비행 : '18. 7월~

○ 경량항공기 정비, 대여 수리, 개조 : '18. 7월~

▶ 교육기관(경량항공기 조종사과정) 인가 획득 : '18. 6월

○ 경량항공기 조종사 과정 개설 : '18. 7월~

* 학과장 등 교육장 확보

▶ 전문교육기관(자가용/사업용 조종사과정) 인가획득 : '18. 12월

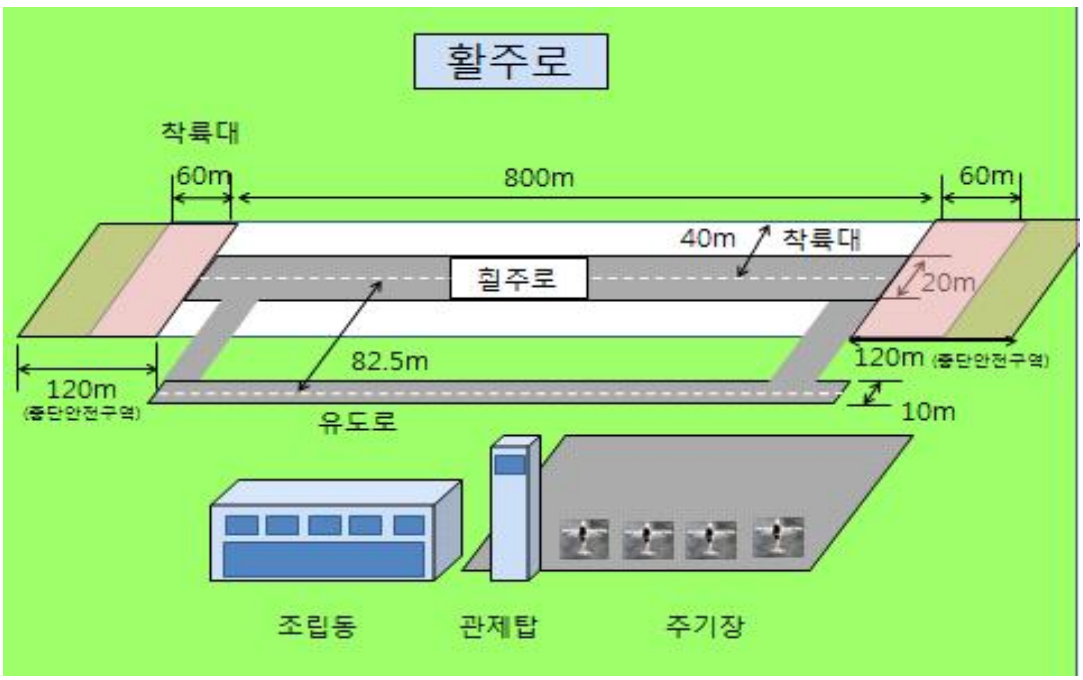
○ 자가용/사업용 조종사 과정 확대 : '18. 12월

○ 중국 등 아시아권 유학생 유치

라. 시설 투자 계획

1) 활주로 및 관제시설

○ 활주로 : 800m x 20m



○ 800m x 20m 활주로 설치에 따라 종단안전구역 및 착륙대 연장

* 활주로 양단쪽 착륙대는 각 60m로 연장

* 활주로 측면 착륙대는 중심선으로부터 40m 까지 연장(비장애물)

○ 유도로(폭 10m) 는 활주로 중심선으로부터 82.5m 이격 설치

2) 항공기/무인기 생산공장

○ 규모 : 약 1,000~2,000평

○ KLA-100 항공기 6대, 무인기 10대 동시 제작 가능

3) 항공기 조립/정비/계류시설

○ 항공기 주기 및 정비를 위한 행가 1동 : 200평(항공기 6~8대 주기 기준)

* 항공기 10대 노천주기에 필요한 부지(콘크리트) : 약 200평

* 행거 및 항공기 주기 위한 부지는 활주로 옆에 위치

○ 개인용 자가용 항공기(KLA-100) 주기 : 약 200평

○ 총 계류시설 규모 : 400평

4) 항공사업 본부건물 1동

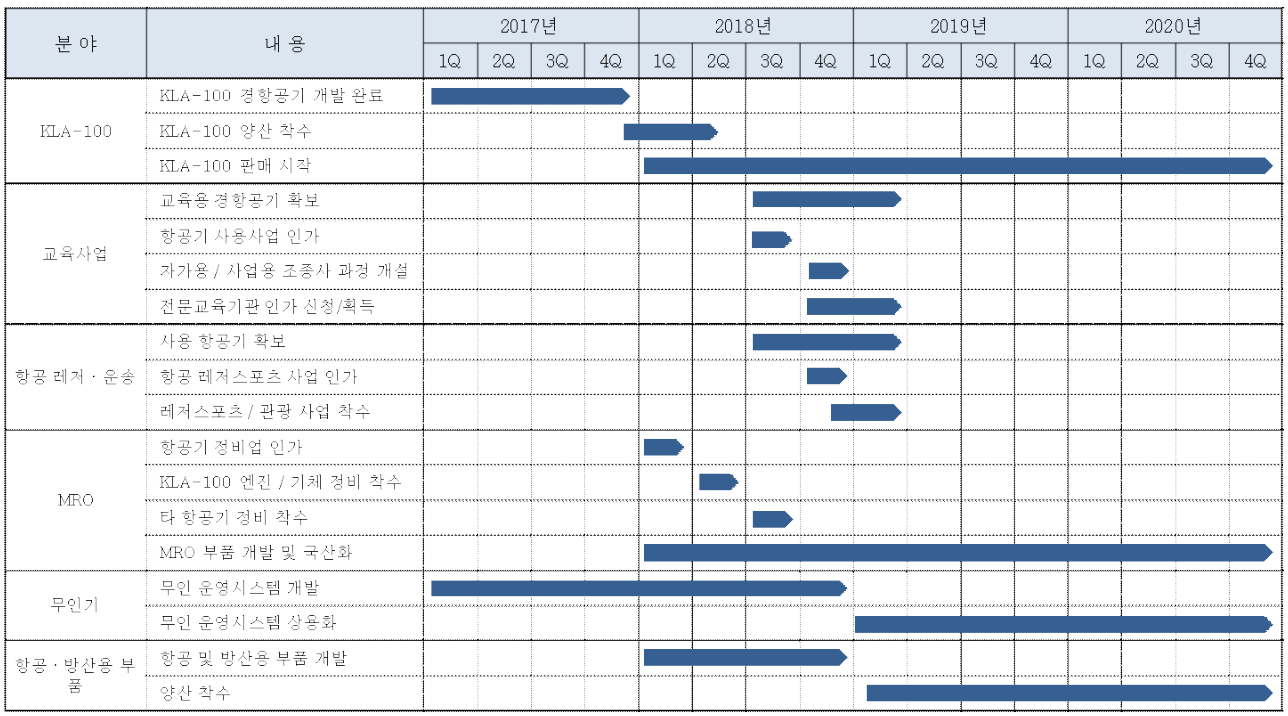
○ 총 시설규모 500평(2~3층)

마. 투자 계획

항 목	2018년	2019년	2020년
KLA-100 양산용 시설 투자	39 억원	-	-
비행 및 조종교육, 항공레저스포츠 사업용 항공기 구입	-	12 억원	18 억원
합 계	39 억원	12 억원	18 억원

* 2018년 ~ 2020년 총 투자 예상 비용: 69 억원

바. 항공사업 로드맵



사. 후속 개발 계획

1) 중량 절감 계획

- 본 과제를 통해 개발된 KLA-100 항공기는 최종 공허 중량 408kg으로 경량항공기 기술기준에 따른 중량 요구도를 만족하나 상기 공허중량은 MFD, AEPS, Autopilot 등의 일부 기능품들이 제거된 상태에서의 중량임
- 제거된 구성품들 반영하여 항공기 초기 목표 사양으로 구성할 경우 공허 중량 약 450kg
- 항공기 경쟁력 확보 및 항공기 안전성 증가를 위해 제거된 구성품 전체 반영된 상태에서 항공기 공허 중량 390kg 이하로 절감 필요
- 일부 중복 기능품 제거, 복합재 및 금속제 구조물 재설계 등을 통해 최종 목표 중량 달성 예정

구분	중량 절감 방안	예상 절감 중량 (kg)	비고
항전	• GTN650 제거	-3.5	기존 COM 장비 2개 중 1개 제거
동체	• Skin 포함 복합재 적층수 감소 • 좌우 Stringer 제거 • Frame No.2 설계 변경 • Overall Beam 설계 변경	-15	
주익	• Skin 포함 복합재 적층수 감소 • Spar 재설계 • Rib 수량 감소	-20	
조종면	• 각 조종면 복합재 적층수 감소 • Aileron, Elevator Balancing Weight 중량 감소 • Stabilizer 설계 변경 • 금속제 Bracket 재설계	-15	
Main Landing Gear	• 설계 변경 • 복합재 적층수 감소	-2.5	
추진	• Propeller 변경 • Cowling 설계 변경	-11	
총 중량 절감		-67	
현 공허 중량 (초기 사양)		450	
최종 공허 중량		383	

2) VLA(개정 Part 23 Level 1) 개발 계획

- LSA 경량항공기인 KLA-100을 조종사 훈련용 및 운송사업용으로 활용하기 위해 VLA 항공기로 상향 개발 (항공기 기술기준 KAS-VLA(Very Light Aircraft)가 항공기 기술기준 Part 23 Level 1(조종사 포함 좌석 수 최대 2개 이하)으로 개정 예정)
- 본 과제 수행과정에서 축적된 항공기 설계, 제작 기술 및 구조, 세부계통, 지상시험, 비행시험 등 시험평가 기술을 기반으로 VLA 항공기 개발

- 초기 VLA 요구도로 개발된 KLA-100 설계를 기본으로 하여 VLA 요구도에 따라 기존 항전장비 TSO품으로 교체하는 등 KLA-100 개조, 재설계를 최소화하여 개발기간 최소화 (최대 3년 예상)
- 경량항공기 기술기준에 따르면 LSA 항공기는 주간 시계비행(VFR)만 허용되므로 실시간 공기력 측정을 통한 속도, 고도, 자세 정보 제공 및 3차원 합성 시계 시스템(Synthetic Vision System) 적용을 통한 지형지물 정보 제공은 항공기 용도 및 비용 측면에서 과도한 기능으로 판단되나 VLA 개발 완료 후 계기비행(IFR) 가능토록 추가 인증 획득 추진 시 계기비행 안전성 향상을 위해 적용 검토

기간	단계별 주요 연구활동		세부 추진 내용
1차년도	항공기 설계 및 제작		- 설계 : 공력/하중/구조설계 해석 및 도면 출도 - 제작 : 치공구 설계/제작(몰드 및 조립 치공구) 및 구조시제 제작 - 구매 : 구조, 계통부품(항전, 엔진/프로펠러 포함) 구매 - 시험평가 : 시험계획서(구조, 계통, 지상, 비행시험) 작성
	인증		- 형식인증 계획서 작성 - 형식인증 신청
	사업화		- 사업화 전략(시장조사) 수립 - 마케팅(전시회 참가, 국내외 판매망 구축계획 수립)
2차년도	구조/계통 시험시제 제작		- 입증 시험 구조시제(동체, 날개, 조종면 등) 제작 - Main/Nose 착륙장치 시제 제작 - 비행조종계통 시험 시제 제작
	시험평가	단품/세부계통 시험	- 착륙장치 충격 흡수 시험 - 연료탱크 압력 및 진동 시험 - 기체낙하산 사출 시험 - Main/Nose 착륙장치 낙하시험
		전기체 및 지상 시험	- 환경시험(EMI/EMC 등) 시험 - 지상 진동시험 - 지상시험(세부계통 성능, PVI, 중량평형 등)
		비행시험	- 영역확장 - 항공기 성능시험 - 비행시험 계측장비 구축
	인 증		- 형식인증 계획 수립(CCL, 인증계획서 등)
	사업화		- 사업화 세부계획 수립 - 마케팅 계획 구체화
3차년도	시험평가	비행시험	- 항공기 성능시험 - 조종안정성(실속 및 스핀 포함) 시험 - 항공기 소음측정시험 - 비행시험 결과 분석
	인 증		- 형식인증 준비 및 획득
	사업화		- 사업화 착수 - 마케팅 착수

다기능 시현기 사업화 계획

1. MFD 기술 동향

현재 스포츠급 경항공기용 MFD는 미국의 Avionics Garmin, Honeywell BendixKing 의 시정점유율이 가장 크고 그 외 Grand Rapids Technologies, True Flight, Dynon Avionics 등에서 다양한 제품들을 생산하고 있다.

Avionics - Multi-Function Displays



Avionics - EFIS



Avionics - Engine Monitors



해외에서 생산하고 있는 제품은 조종사가 비행, 항법, 엔진, 기체 등의 광범위한 정보를 신속 정확하게 인지할 수 있도록 문자나 그래픽 심볼 형태로부터 3차원 입체 합성영상에 이르기까지 다양한 정보시현을 위해 램프, LED(Light Emitting Diode), MFD(Multi Function Display), HUD(Head Up Display), HMD(Helmet Mounted Display) 등 각종 시현장비 기술이 적용되고 있다.

2. 경쟁력 분석

가. 해외 유사 제품 판매 가격 동향

형상	제조사	모델명	단가	기타
	Garmin	G3X Touch –GDU 465 (10.6" Display)	$4,395 이상	기타 악세서리 별도 판매
	Dynon	Skyview 10" display	$5,000 이상	Screen 단품 $3389 EFIS/EMS 별도 판매($1175) 기타 엑세서리 별도 판매
	ADVANCED FLIGHT SYSTEM	AF-5600 10.4" display	$4,251 이상	AHRS Board 별매($1739) Engine Board 별매 ($720)

< 해외 유사 제품 판매 가격 동향 >

나. 분석 결과

- 전체적인 MFD성능은 해외 유사 제품과 유사함
- 판매단가를 500만원 이하로 책정하여 가격 경쟁력 확보 필요
- 국내 항공지도가 탑재된 항공네비게이션이 포함되어 국내 사용자에게 다양한 편의성 제공이 가능하여 국내 경쟁력 확보 가능

다. 판매전략

- 해외 제품 대비 저가형 모델 개발하여 공급
- 다양한 기종의 경항공기 수요에 기반한 맞춤형 계기판 개조 서비스
- 국내 개발 제품 특성을 활용한 신속한 AS망 구축

라. 상용화시 성능 개선 사항 검토

- KLA-100기체 탑재 비행시험,
- 내비게이션 S/W 3D맵으로 업데이트, 신뢰성 시험 및 인증 방안 검토
- 대기정보센서와 통합한 비행시험

3. 사업화 계획

가. 사업 범위

1) KLA-100 경량항공기에 MFD(EFIS/EMS) 적용 추진
   - KLA-100 실용화 계획에 따른 사업화 공조
   - 2018년 KLA-100 양산시 MFD탑재 시험 및 양산 참여 추진
   - 1세부 사업화 추진에 따른 기술지원 수행
2) KLA-100 항전/배선 및 전원시스템 양산 참여 추진
   - 본과제를 통해 확보된 항공전자 및 계기시스템 기술 기반 향후 KLA-100에 탑재되는 항전/배선 및 전원시스템 양산 참여 추진
   - MFD적용을 위한 탑재 시험 및 양산 참여 추진 시 항전/배선 및 전원시스템 참여 추가 검토
   - 1세부 베셀社와의 지속 기술 교류를 통한 참여 항목 도출 및 양산 참여 추진
3) 경량항공기 항공 네비게이션으로 판매 추진
   - 국내 약 200여대의 경량비행기가 등록되어 있으며, 항공용 네비게이션 신규 및 교체 소요 발생 예상에 따른 항공 네비게이션으로의 판매 추진
   - 경항공기 비행 체험 및 교육단체를 중심으로한 홍보 추진
   - KLA-100 MFD적용 실적을 바탕으로한 홍보자료 제작 및 홍보활동 추진
   - 원가 절감을 위한 가격 경쟁력 확보 및 프로그램 지속 Up-date
4) 유사 항공 및 방산사업 부품 사업 추진
   - 본 연구개발사업을 통해 확보된 항공기용 다기능 시현기 및 항공네비게이션 기술을 바탕으로 국내 유사 항공사업으로의 확장 도모
   - 방산분야 사업경험을 바탕으로 유사 방산사업 참여 추진
5) MFD 적용 기술을 활용한 유사 제품 개발
   - MFD 개발시 적용 된 임베디드 프로그램 기술 , 고휘도 LCD 제작 기술 활용, EMI/EMC 적용 케이싱 기술 등을 활용
   - 퍼스텍(주)에서 판매중인 소형 지상 무인로봇의 휴대용 조종장치에 위 기술을 활용하여 기존 제품 성능 개선 개발
   - 임베디드 프로그램 기술의 활용이 가능한 조종장치 관련 방산 시스템에 적용하여 추척된 기술 활용

나. 양산 계획

1) 양산단가분석

가) 양산단가 및 수익률
   - 대당 500만원
   - 대당 수익률 10%
   - 지속적인 원가 절감을 위한 검토 추진

2) 국산화율

단위 : 만원

항목	단가	수량	금액	비고
ARM보드	50	1	50	
DSP 및 전원보드	100	1	100	
서브보드	10	3	30	
LCD모듈	65	1	65	
항법모듈	100	1	100	
케이스 및 기구물	10	1	10	
조립 및 가공비용	25	1	25	100대 생산 기준
테스트 및 검사비	20	1	20	
합계			400	
일반관리비		7%	28	
경비		7%	28	
이윤		10%	44	
양산단가			**500**	

< 양산단가 분석 >

구분	국산화율	비고
부품 수에 따른 국산화율	90%	일부 수입부품 (LCD 및 터치패널) 을 제외한 H/W 및 S/W 자체 개발 및 제작
부품 비용에 따른 국산화율	74%	

3) MFD 판매 목표 및 매출 목표

	2018	2019	2020	2021	2022	2023	합계
생산대수	10	20	20	30	30	30	140

(단위 :천원)

항목	항목	2018년	2019년	2020년	2021년	2022년	2023년
매출목표	MFD (KLA-100)	50,000	100,000	150,000	200,000	250,000	300,000
	항전장비 (KLA-100)	-	200,000	200,000	300,000	500,000	500,000
	계	**50,000**	**300,000**	**350,000**	**500,000**	**750,000**	**800,000**

4) 기술료 납부

국토교통과학기술진흥원 기술료 제도에 따른 경상기술료 납부 방식 적용하여, 향후 10년간 당해 연도 해당제품 매출액 2% 분납

다. 사업화 로드맵

분 야	내 용	2017년				2018년				2019년				2020년			
		1Q	2Q	3Q	4Q	1Q	2Q	3Q	4Q	1Q	2Q	3Q	4Q	1Q	2Q	3Q	4Q
MFD KLA-100 적용	MFD 개발 완료																
	KLA-100 항공기 적용																
	MFD KLA-100탑재 판매 시작																
KLA-100 항전/배선 및 전원 시스템 양산 참여	항전/배선 및 전원시스템 양산 참여 검토 및 협의																
	항전/배선 및 전원시스템 수급/제작 및 Test																
	양산 참여																
경량항공기 네비게이션	홍보 및 마케팅																
	판매활동																
항공 및 방산 부품 사업 영역 확대	대상업체 조사/발굴																
	Proposal 제출																

제6장. 연구 과정에서 수집한 해외 과학기술 정보

- Flight Design사로부터 항공기 설계, 제작 및 인증을 위한 시험평가 기술을 습득하고 지원을 받아 과제를 수행함으로써 사업화 가능성을 높임

제7장. 연구개발성과의 보안등급

해당 없음

제8장. 국가과학기술종합정보시스템에 등록한 연구시설·장비 현황

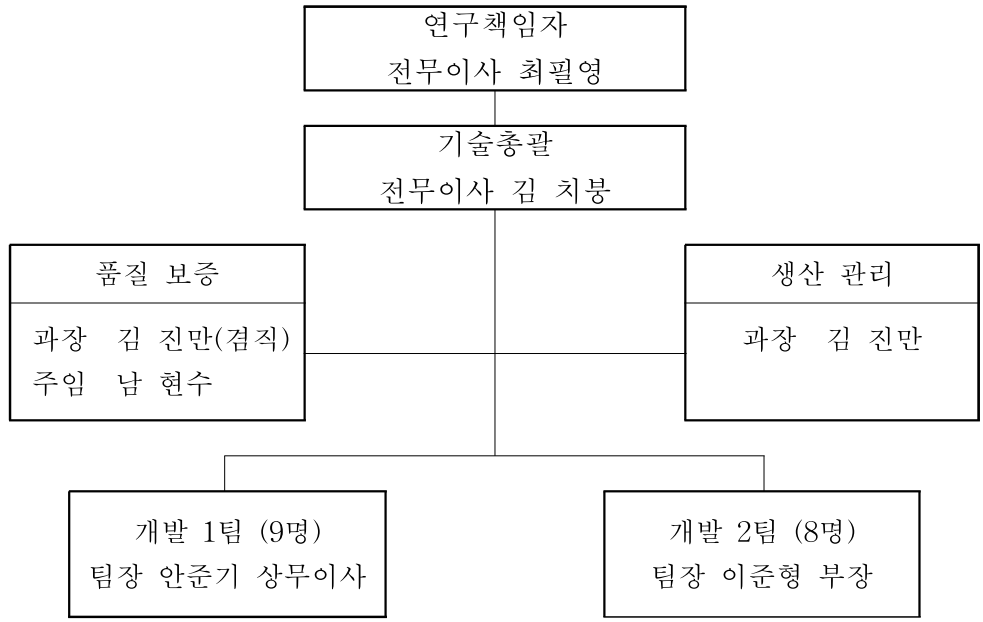
구입 기관	연구시설/ 연구장비명	규격 (모델명)	수량	구입 연월일	구입 가격 (천원)	구입처 (전화번호)	비고 (설치 장소)	NTIS장비 등록 번호
데크항공주식회사	복합재 고온 성형 장비 (Oven)	없음	1	2012-06-26	182,000	케이엠비	(주)넥스컴스 대전 유성구 테크로2로 309-26	NFEC-2013-01-174068

제9장. 연구개발과제 수행에 따른 연구실 등의 안전 조치 이행 실적

▶ 1세부과제

가. 조직체계

1) 안전관리 조직체계



2) 안전관리 담당

다) 담당부서 : 생산관리

라) 담 당 자

(1) 항공사업부 : 개발 2팀장 부장 이 준형

(2) 조립 공장 : 생산관리 과장 김 진만

나. 안전조치 실적

3) 안전점검

마) 연구소 안전점검 실시

(3) 일일 점검, 분기 1회 시설물/장비 점검

(4) 대상 : 연구소 및 조립공장

바) 연구소 안전교육 실시

(5) 월 1시간 이상 안전교육 실시 (교육자료 배포)

(6) 교육 장소 : 각 부서 및 회의실

4) 연구활동 종사자

사) 건강검진

(7) 대상 : 연구활동 종사자 전원

(8) 시기 : 년 1회

아) 보험 가입

(9) 대상 : 연구활동 종사자 전원

(10) 가입시기 : 2015년 전반기 단체보험(푸르덴셜 생명보험)

다. 1세부 협동/공동연구기관의 안전조치 이행 실적

5) 공동/위탁 연구기관의 자체 안전규정이 있는 경우에는 해당 기관의 규정에 따라 안전관리를 실행함.

▶ 2세부과제

본 과제의 협동연구기관 퍼스텍주식회사 및 공동연구기관인 코츠테크놀로지주식회사, 주식회사맵퍼스는 「연구실 안전환경 조성에 관한 법률」에 따라 기업부설 연구소에 해당되며 각 기관이 공통적으로 법률 및 동법 시행령, 시행규칙이 의도하는 모든 절차를 준수함

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	Grid Discretization Study for the Efficient Aerodynamic Analysis of the Very Light Aircraft (VLA) Configuration	건국대학교	주저자	INTERNATIONAL JOURNAL OF AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES	0.4	2013.06.24	단독사사	SCIE/2
2	논문	Flight Dynamics Analyses of a Propeller-Driven Airplane (I): Aerodynamic and Inertial Modeling of the Propeller	건국대학교	주저자	International Journal of Aeronautical and Space Sciences	0.4	2014.12.10	단독사사	SCIE/3
3	논문	Flight Dynamics Analyses of a Propeller-Driven Airplane (II): Building a High-Fidelity Mathematical Model and Applications	건국대학교	주저자	International Journal of Aeronautical and Space Sciences	0.4	2014.12.10	단독사사	SCIE
4	특허	항공기의 실속경보장치	퍼스텍	발명	대한민국	100%	2014.10.20	단독	-
5	저작권	스포츠급 경항공기 탑재용 전자비행계기 및 엔진계기 모니터링 소프트웨어	퍼스텍	개발	대한민국	100%	2017.07.27	단독	-

제11장. 기타 사항

1. 연구목표(RFP) 변경

가. 최초 스포츠급 경항공기 개발 RFP ('10.08)

3. 연구내용	

II. 연구개발 내용

ㅇ "스포츠급 경항공기 개발" 연구단은 다음과 같이 2개의 세부과제로 추진함

□ 제 1 세부과제 : 경항공기 개발

1-1. 경항공기 개발
- ㅇ 경항공기 개발
  - 개념정의 및 기술위험도 완화 연구
  - 체계설계
  - 시제제작
  - 시험평가
  - 최종조립
- ㅇ 착륙장치 및 수상용 플로트 개발
- ㅇ 비행시험
- ㅇ 경항공기 친환경기술 적용방안 연구
  - 엔진성능 분석 및 친환경기술 적용방안 연구
  - 배기물질 분석 및 배기물질 저감기술 연구
  - 주요 소음원(엔진, 프로펠러 등)의 소음 저감화 방안 연구

1-2. 경항공기용 복합재료 친환경 성형공정 기술 개발
- ㅇ 탈오토클레이브(Out of autoclave) 세미프레그(Semi-preg) 성형기술 적용부품 선정, 부분구조물 적용방안 연구 및 최적 성형공정 기술개발
- ㅇ 탈오토클레이브 세미프레그 성형공정 기술개발 목표수준은 다음과 같음
  - CO_2 배출 부분 : 오토클레이브 대비 50%수준 배출
  - 비용 부분 : 오토클레이브 대비 20%수준 비용 절감
  - 성능 부분 : 오토클레이브 대비 성형제품 물성의 90%수준 이상

1-3. 경항공기 및 엔진 시험평가 기술개발
- ㅇ 경항공기 인증 획득을 위한 종합시험계획 및 세부 시험절차서 개발
- ㅇ 경항공기 인증 획득을 위한 시험평가
- ㅇ 경항공기 엔진 시험평가 및 친환경성 검증

1-4. 경항공기 인증 획득
- ㅇ 항공법 제24조의 안전성인증 획득
- ㅇ 항공기기술기준 Part VLA를 충족하는 형식증명(TC) 획득
- ㅇ 항공법 제17조3에 의한 제작증명(PC) 획득

1-5. 경항공기 사업화 전략 개발

ㅇ 국내시장 개발전략 및 실행방안
- 국내 스포츠급 경항공기 잠재시장 특성분석 및 시장 세분화
- 세분시장별 수요특성 조사, 분석 및 수요개발 전략
- 세분시장별 경쟁력 분석 및 목표시장 분석
- 목표시장별 차별화 시장진입전략 및 실행방안

ㅇ해외시장 수요개발 및 진출전략
- 해외 경쟁사 동향 및 경쟁력 분석
- 해외 기술발전 동향 및 시장 선호도 변화 분석
- 해외 경쟁사 제휴전략 및 협력방안
- 해외시장 진출전략 및 실행방안

□ 제 2 세부과제 : 항공전자 및 계기시스템 개발

2-1. 경항공기용 임무프로세서 모듈 및 조종석 시현장치 개발

ㅇ 임무 프로세서 모듈 개발
- 비행/항법/엔진 계기의 구현을 위한 센서데이터(Pitot/Static, GPS, Engine 관련 센서)의 획득 및 처리를 위한 프로세서 모듈 개발
- 조종석 시현장치와 통합 혹은 분리된 프로세서 모듈 개발

ㅇ 조종석 시현을 위한 통합 소프트웨어 개발
- 전자식 비행계기 시스템, 엔진 모니터링 시스템, 항법 시스템을 통합
- 목표 성능은 기술기준인 RTCA DO-178B의 Level C 동등 이상

ㅇ 조종석 시현장치 개발
- LCD Casing에 방진설계를 적용한 저가형 조종석시현장치 개발

ㅇ 계기시스템 인터페이스 개발
- 다음 장비들과 통합 프로세서 모듈간의 인터페이스 개발
  - 비행계기의 구현을 위한 각종 센서류(AHRS : Attitude & Heading Reference System, Pitot/Static 등), 엔진 관련 센서류, GPS 장비, Radio 장비, 트랜스폰더 장비

※ VLA 기술기준에 요구되는 비행계기 및 항법계기(대기속도계, 고도계, 자기방향지시기)는 인증을 받은 아날로그형 계기 장착

2-2. 경항공기 탑재용 전자장비의 시험평가

ㅇ 항공전자장비 개발품 시험검사 계획 및 절차서 개발

ㅇ 항공전자 및 계기시스템 환경/신뢰성 시험평가

ㅇ 항공전자 및 계기시스템 S/W 검증

나. RFP 변경 [2차년도 연구개발계획서('11.12.27.)에서 발췌]

스포츠급 경항공기 개발 연구사업 1차년도 중간평가(2011.8.12, 한국건설교통기술평가원) 시 검토위원의 의견/추천에 따라 "2010년 건설교통기술연구개발사업 11차 공고 안내서"인 과제 제안요구서의 "연구과제명 : 스포츠급 경항공기 개발"의 연구개발 목표를 아래처럼 변경할 것을 건의함.

- 아 래 -

1-1. 경항공기 개발

- 경항공기 개발
  - 개념정의 및 기술위험도 완화 연구
  - 체계설계
  - 시제제작
  - 시험평가
  - 최종조립
- 착륙장치[1] 및 수상용 플로트[2] 개발
- 비행시험
- 경항공기 친환경기술 적용방안 연구
  - 엔진성능 분석 및 친환경기술 적용방안 연구
  - 배기물질 분석 및 배기물질 저감기술 연구
  - 주요 소음원(엔진, 프로펠러 등)의 소음 저감화 방안 연구[3]

1-2. 경항공기용 복합재료 친환경 성형공정 기술 개발

- 탈오토클레이브(Out of autoclave) 세미프레그(Semi-preg)[4] 성형기술 적용부품 선정, 부분 구조물 적용방안 연구 및 최적 성형공정 기술개발
- 탈오토클레이브 세미프레그 성형공정 기술개발 목표수준은 다음과 같음
  - CO2 배출 부분 : 오토클레이브 대비 50%수준 배출[5]
  - 비용 부분 : 오토클레이브 대비 20%수준 비용 절감[6]

---

1) 착륙장치 개발이 아닌 "주 착륙장치 스트러트" 개발로 변경
(휠과 브레이크는 구매품이므로)

2) SRR/SDR/중간평가 검토위원들 의견 "예산/개발일정상 수상이착륙기능 개발 불가능하니 개발 제외"

3) 개발과제 속성 상 형식인증이 있는 엔진을 사용해야 하며, 배기가스 저감을 위하여는 엔진본체를 개조해야 하나 개조 후 엔진 재인증 상의 문제가 있어 "엔진 친환경 기술적용방안 연구", "배기물질 저감기술 연구" 제외.
엔진/프로펠라 소음을 저감시키려면 엔진본체 개발에 준하는 개조를 하여야 하나 엔진 재인증 상의 문제가 있어 "소음 저감화 방안 연구" 제외.

4) 세미프레그 자료는 AGATE에 등재된 것이 없고, 세미프레그 복합재 부품 인증을 위하여는 인증에 소요되는 시편수량/시험종류/시험기간/시험비용 등이 과대하기에 경항공기 개발기간 내에 "신규 인증받은 세미프레그"를 적용한 기체제작은 개발기간을 충족할 수 없음. 따라서, 세미프레그 제외

5) 일반적으로 Oven성형이 Autoclave성형보다 가열에 따른 전기소모가 적은 것으로 알려져 있으나 경항공기에 사용하는 복합재는 Oven성형이든 Autoclave 성형이든 "성형온도"가 같으므로 전기소모가 동일함. 따라서 전기 발전에 필요한 "이산화탄소 배출" 도 동일하게 됨. 결과적으로 개발기간충족/인증/오븐성형/프리프레그/AGATE 자료활용 등을 충족하려면 이산화탄소 50% 저감을 충족할 수 없음

6) Oven성형비용이 Autoclave성형비용의 대략 50% 수준으로 알려져 있으나, 경항공기에 사용하는 복합재는 Oven성형이든 Autoclave 성형이든 "성형온도"가 같으므로 전기소모가 동일함. 따라서, 전기료는 동일함. 한편 오토클레이브는 [150psi/질소가스충진 오븐은 14.7psi/자연대기] 에 따른 오븐성형 비용이 오토클레이브성형 비용의 20% 임을 입증할 수 있는 자료가 없어 제외

- 성능 부분 : 오토클레이브 대비 성형제품 물성의 90%수준 이상

1-3. 경항공기 및 엔진 시험평가 기술개발

• 경항공기 인증 획득을 위한 종합시험계획 및 세부 시험절차서 개발
• 경항공기 인증 획득을 위한 시험평가
• 경항공기 엔진 시험평가 및 친환경성 검증[7)]

1-4. 경항공기 인증 획득

• 항공법 제24조의 안전성인증 획득
• 항공기기술기준 Part VLA를 충족하는 형식증명(TC) 획득
• 항공법 제17조3에 의한 제작증명(PC) 획득

1-5. 경항공기 사업화 전략 개발

• 국내시장 개발전략 및 실행방안
  - 국내 스포츠급 경항공기 잠재시장 특성분석 및 시장 세분화
  - 세분시장별 수요특성 조사, 분석 및 수요개발 전략
  - 세분시장별 경쟁력 분석 및 목표시장 분석
  - 목표시장별 차별화 시장진입전략 및 실행방안
• 해외시장 수요개발 및 진출전략
  - 해외 경쟁사 동향 및 경쟁력 분석
  - 해외 기술발전 동향 및 시장 선호도 변화 분석
  - 해외 경쟁사 제휴전략 및 협력방안
  - 해외시장 진출전략 및 실행방안

7) 개발과제 속성 상 형식인증이 있는 엔진을 사용해야 하며, 배기가스 저감을 위하여는 엔진본체를 개조해야 하나 개조 후 엔진 재인증 상에 문제가 있어 제외

다. RFP 변경 [국토교통과학기술진흥원 항공실-531호('16.09.01.) 공문 근거: 스포츠급 경항공기 개발 협약변경 신청 회신]

▶ 협약변경 신청내용

구분	변경 내용		
	변경 전	변경 후	사유
연구목표	1세부과제 연구목표(RFP) 1-4. 경항공기 인증 획득 - 항공법 제24조의 안전성인증 획득 - 항공기기술기준 Part VLA를 충족하는 형식증명(TC) 획득 - 항공법 제17조3에 의한 제작증명(PC) 획득	**1세부과제 연구목표(RFP) 조정** 1-4. 경항공기 인증 획득 - 좌동 - **삭제**(VLA급 연구목표 제외) - **삭제**(VLA급 연구목표 제외)	본 과제 예산 부족을 고려하여 VLA급 연구목표를 제외하고 LSA급 개발까지로 연구목표를 완화한 후 잔여 예산만으로 마무리하기 위함

▶ 전문기관 검토결과

▣ 연구단이 요구한 예산 증액 없이 잔여 예산으로 마무리하되 연구목표 일부 조정

- (연구목표 조정) VLA급 연구목표를 제외하여 LSA급 개발까지로 연구목표 조정하되 정부출연금 증액 없이 본 과제 마무리
- (연구비) 총 부족액 20.38억원 중 9.06억원은 LSA급으로 연구목표를 조정함에 따라 VLA 인증 제외 및 비행시험 소티 축소 등으로 감소되고, 나머지 11.32억원은 (주)베셀 추가 부담하여 해소

라. 최종 RFP (‘16.09.01.)

3. 연구내용	

II. 연구개발 내용

ㅇ “스포츠급 경항공기 개발“ 연구단은 다음과 같이 2개의 세부과제로 추진함

□ 제 1 세부과제 : 경항공기 개발

1-1. 경항공기 개발
- ㅇ 경항공기 개발
  - 개념정의 및 기술위험도 완화 연구
  - 체계설계
  - 시제제작
  - 시험평가
  - 최종조립
- ㅇ 주 착륙장치 스트러트 개발
- ㅇ 비행시험

1-2. 경항공기용 복합재료 친환경 성형공정 기술 개발
- ㅇ 탈오토클레이브(Out of autoclave) 성형기술 적용부품 선정, 부분구조물 적용방안 연구 및 최적 성형공정 기술개발
- ㅇ 탈오토클레이브 성형공정 기술개발 목표수준은 다음과 같음
  - 성능 부분 : 오토클레이브 대비 성형제품 물성의 90%수준 이상

1-3. 경항공기 및 엔진 시험평가 기술개발
- ㅇ 경항공기 인증 획득을 위한 종합시험계획 및 세부 시험절차서 개발
- ㅇ 경항공기 인증 획득을 위한 시험평가
- ㅇ 경항공기 엔진 시험평가

1-4. 경항공기 인증 획득
- ㅇ 항공법 제24조의 안전성인증 획득

1-5. 경항공기 사업화 전략 개발
- ㅇ 국내시장 개발전략 및 실행방안
  - 국내 스포츠급 경항공기 잠재시장 특성분석 및 시장 세분화
  - 세분시장별 수요특성 조사, 분석 및 수요개발 전략
  - 세분시장별 경쟁력 분석 및 목표시장 분석
  - 목표시장별 차별화 시장진입전략 및 실행방안
- ㅇ해외시장 수요개발 및 진출전략
  - 해외 경쟁사 동향 및 경쟁력 분석
  - 해외 기술발전 동향 및 시장 선호도 변화 분석
  - 해외 경쟁사 제휴전략 및 협력방안
  - 해외시장 진출전략 및 실행방안

□ 제 2 세부과제 : 항공전자 및 계기시스템 개발

2-1. 경항공기용 임무프로세서 모듈 및 조종석 시현장치 개발

○ 임무 프로세서 모듈 개발
- 비행/항법/엔진 계기의 구현을 위한 센서데이터(Pitot/Static, GPS, Engine 관련 센서)의 획득 및 처리를 위한 프로세서 모듈 개발
- 조종석 시현장치와 통합 혹은 분리된 프로세서 모듈 개발

○ 조종석 시현을 위한 통합 소프트웨어 개발
- 전자식 비행계기 시스템, 엔진 모니터링 시스템, 항법 시스템을 통합
- 목표 성능은 기술기준인 RTCA DO-178B의 Level C 동등 이상

○ 조종석 시현장치 개발
- LCD Casing에 방진설계를 적용한 저가형 조종석시현장치 개발

○ 계기시스템 인터페이스 개발
- 다음 장비들과 통합 프로세서 모듈간의 인터페이스 개발
  · 비행계기의 구현을 위한 각종 센서류(AHRS : Attitude & Heading Reference System, Pitot/Static 등), 엔진 관련 센서류, GPS 장비, Radio 장비, 트랜스폰더 장비

※ VLA 기술기준에 요구되는 비행계기 및 항법계기(대기속도계, 고도계, 자기방향지시기)는 인증을 받은 아날로그형 계기 장착

2-2. 경항공기 탑재용 전자장비의 시험평가

○ 항공전자장비 개발품 시험검사 계획 및 절차서 개발

○ 항공전자 및 계기시스템 환경/신뢰성 시험평가

○ 항공전자 및 계기시스템 S/W 검증

2. 2세부과제 목표 성능(기술기준 RTCA DO-178B의 Level C 동등 이상) 적용 건

가. 1차년도 시스템 설계 검토회의(SDR, '11.07.22) 조치계획에서 발췌

분야	검토 및 조치 필요사항	조치계획
항전	프로젝트의 일정, 비용적인 측면을 고려할 때 국내 개발품(MFD)에 대하여 인증 프로세스를 고려하는 것은 사업적인 위험요소가 많기 때문에 본 사업기간에는 제외를 하거나 비용의 추가 검토가 필요시 됨	인증계획이 없음. SDR 시 사내에 이미 구축된 생산 및 품질관리에 대한 TSO 인증 절차를 활용하겠다는 의도였지 인증계획이 있는 것은 아님

나. 2차년도 연구개발계획서('11.12.27) 중 수정보완 대비표에서 발췌

전문기관 수정・보완요구사항		수정・보완요구사항 반영내용 요약
39	LSA 개발시 DO-178B의 Level을 확인하고 CMMI Level3적용 범위 타당성 검토하여 구체적 추진방안을 일정에 반영	• 개발하는 MFD는 DO-178B Level E(No effect)를 준하여 개발하며 구체적인 내용은 사내 개발 프로세서인 CMMI Level3에 따라 모듈 시험 및 통합 검사를 실시함 • 또한 한국정보통신기술협회(TTA)에서 인증하는 소프트웨어 신뢰성 시험을 실시함

3. 추진체계 변경 [4차년도 연차실적계획서('13.12.27)에서 발췌]

변경내용	변경 전	변경 후	변경 사유	추진경과
1세부 협동연구 기관 변경	데크항공(주)	(주)베셀	데크항공(주)이 경영악화를 이유로 스스로 과제수행을 포기함에 따라 전문기관 운영위원회 결정에 따라 데크항공(주)과의 협약을 해약함 연구단은 분리공모과제 연구기관 공모를 통해 신규 협동연구기관을 모집하였고 평가위원회를 개최하여 (주)베셀을 선정함	05.15 : 데크항공이 과제수행 포기 의사 공문 발송 05.20 ; 전문기관이 연구비 집행중지 조치 06.05 : 전문기관 운영위원회 심의 06.11 : 전문기관이 운영위원회 개최 결과 및 후속조치 안내 공문 발송 06.11 : 연구단은 데크항공과의 협약 해약 조치 06.11~8월초 : KAI를 우선협상대상 기관으로 선정하고 수차례 협의하였으나, KAI는 불참 결정 08.09 : 국토부 주관 현안회의에서 공모 추진 결정 08.22 : 분리공모과제 연구기관 공모 실시 09.24 : 접수 마감 10.07 : 보완 접수 마감 10.10 : 평가위원회 개최 10.11 : 대상기관 선정

4. 성과지표 조정 [4차년도 반기실적계획서(3차)('15.08.21)에서 발췌]

구 분	변경 전	변경 후	변경사유
복합재 입증 관련 성과지표 조정	▪ 복합재 입증계획서 ▪ 복합재 입증시험 ▪ 복합재 품질인증시험	조정	▪ KLA-100 복합재는 이미 수년간의 항공기 운용이력을 통해 경험적으로 재료의 적합성이 입증되어 EASA TC 획득된 항공기에 사용 중인 Wet Lay-up 공법을 적용하는 Dry Fabric 및 Resin을 재료로 사용하고 있음 ▪ 따라서 기존 AGATE에 등재된 재료사용 및 Prepreg 기법 적용시 동등성 확인을 위한 Lamina 시편시험과 설계물성치 획득을 위한 Laminate 시편 시험은 미 수행하는 것으로 결정 ▪ 즉, 재료 검증 방법은 시편시험 대신 구조 정하중 시험을 통해 실제 구조물에 요구되는 강도를 만족하는지 확인하여 입증하고자 함 ▪ 초기 성과지표인 복합재 입증 항목은 삭제함이 타당하며 이를 통해 재료비 절감 및 시편시험에 따른 비용, 일정 지연 위험 감소 판단
VLA 항공전자 및 계기시스템 개발 관련 성과지표 조정	▪ 시제품 제작 ▪ 장착 도면 ▪ 지상시험 ▪ 설치 및 운용 매뉴얼 ▪ 개발완료 보고서	3차년도까지 성과물로 종료	▪ 1세부과제 협동연구기관 베셀은 Flight Design社사와 협력을 하면서 사업화 가능성을 높이기 위해 기존 2세부 업무인 'VLA 항공전자 및 계기시스템 개발'업무를 직접 수행하기로 함 ▪ 2세부과제의 VLA 관련 성과지표, 성과물 등의 산출물 조정이 필요함 ▪ 3차년도까지 진행한 성과물로 종료

제12장. 참고 문헌

- ASTM F2245－12d “Standard Specification for Design and Performance of Light Sport Airplane”, 2013
- ASTM F3180/3180M-17 “Standard Specification for Low-Speed Flight Characteristics of Aircraft”, 2017
- 고대우 외 “KC-100 항공기 경험으로 쓴 민간 항공기 개발”, 2013
- 원호연 외 “항공기 구조 시험”, 2013
- 배효길 외 “T-50 항공기 개발 경험으로 쓴 실전 비행하중해석 실무”, 2007
- 김맹곤 외 “T-50 항공기 개발 경험으로 쓴 실전 항공전기”, 2008
- Richard D. Hiscocks “Design of Light Aircraft”, 1995
- Jan Roskam “Airplane Design”, 1985
- Ted L. Lomax “Structural Loads Analysis for Commercial Transport Aicraft: Theory and Practice”, 1996
- Frederic M. Hoblit “Gust Loads on Aircraft: Concepts and Applications”, 1988
- Jung, J. P.,“Trends of Development for Avionics Display Systems and TSO Authorization Status”, Aerospace Industry technology trends, Vol9.2(2011) pp. 176~186.
- AIAA, “Civil Avionics System”, 2013
- Seo Y.J.,“A Study use on the Sports Aircraft of MFD S/W Architecture Development“ ksas , 2013.11, p623-626
- Bae,B.K.,“A design for Multi Function Display for Light Sports Aircraft“, ksas , 2013.11, p604-607

주 의

1. 이 최종보고서는 국토교통부에서 시행한 항공안전기술개발사업의 연구보고서입니다.

2. 이 최종보고서 내용을 발표하는 때에는 반드시 국토교통부에서 시행한 사업의 연구개발 성과임을 밝혀야 합니다.

3. 국가과학기술 기밀 유지에 필요한 내용은 대외적으로 발표 또는 공개하여서는 안 됩니다.