R&D/07항공-안전02

Land and Infrastructure and Transport R&D Report

[1-1세부과제] 실시간 안전진단시스템(HUMS) 개발 최종보고서

2013 . 8. 26.

세부주관기관 / 단암시스템즈(주)
공동연구기관 / 한국과학기술원(KAIST)
공동연구기관 / 한양대학교
위탁연구기관 / 한국산업기술시험원(KTL)

국 토 교 통 부
국토교통과학기술진흥원
항공안전기술개발사업단

제 출 문

국토교통부장관(국토교통과학기술진흥원장) 귀하

본 보고서를 “실시간 안전진단시스템(HUMS) 개발”의 최종보고서로 제출합니다.

2013. 7. 10.

주관연구기관 : 단암시스템즈(주)
대표이사 이 성 혁
공동연구기관 : 한국과학기술원
총 장 강 성 모
공동연구기관 : 한양대학교
총 장 임 덕 호
위탁연구기관 : 한국산업기술시험원
시 험 원 장 남 궁 민

■ 주 관 연 구 책 임 자	/ 이 사	석종낙	
■ 주관연구기관 참여연구원	/ 이 사	석종낙	주관연구책임자
(단암시스템즈)	/ 수석연구원	박 훈	시스템 설계
	/ 수석연구원	김복기	지상 소프트웨어
	/ 책임연구원	이운문	하드웨어 및 ICD설계
	/ 책임연구원	이택준	소프트웨어 통합
	/ 선임연구원	윤한수	시스템 설계
	/ 선임연구원	양재원	데이터획득/비행시험계획
	/ 선임연구원	이현규	데이터 저장
	/ 선임연구원	이상현	비행시험
	/ 선임연구원	윤대원	비행시험 치구설계
	/ 선임연구원	조영준	시제품 제작
	/ 선임연구원	김건식	운용방안 검토
	/ 선임연구원	임재형	파라미터분석
	/ 주임연구원	이현소	파라미터분석
■ 공동연구기관 참여연구원	/ 교 수	김천곤	공동연구책임자
(KAIST)	/ 교 수	이 인	압전 트랜스듀서 연구 총괄
	/ 연 구 원	이연관	광섬유 센서 부분
	/ 연 구 원	최원호	광섬유 센서 부분
	/ 연 구 원	김진혁	광섬유 센서 부분
	/ 연 구 원	손길상	광섬유 센서 부분
	/ 연 구 원	박미영	광섬유 센서 부분
	/ 연 구 원	임미선	압전 트랜스듀서 부분
	/ 연 구 원	조성인	압전 트랜스듀서 부분
	/ 연 구 원	Shrestha	압전 트랜스듀서 부분
	/ 연 구 원	차명찬	압전 트랜스듀서 부분
■ 공동연구기관 참여연구원	/ 교 수	이형철	공동연구책임자
(한양대)	/ 박사과정	전남주	진동해석
	/ 박사과정	방태형	〃
	/ 박사과정	이성화	고장진단모델링
	/ 석사과정	박성은	〃
	/ 석사과정	구윤성	프로그래밍
	/ 학사과정	하태연	모형기시험 진행
■ 위탁연구기관 참여연구원	/ 본 부 장	김 상 헌	위탁연구책임자
(KTL)	/ 책임연구원	남 경 민	관련 제도 및 규격 분석
	/ 선임연구원	박 진 규	관련 제도 및 규격 분석
	/ 연 구 원	김 범 수	환경시험 수행 관리
	/ 연 구 원	구 성 관	환경시험 수행 관리

요 약 문

I. 제 목

실시간 안전진단(HUMS)시스템 개발

Ⅱ. 연구개발의 목적 및 필요성

1. 연구개발의 목적

소형항공기급 실시간안전진단(HUMS)시스템 개발 연구는 고정익 소형항공기의 안전진단을 위하여 핵심기술 및 요소기술에 대한 기반기술을 구축하고 이를 토대로 항공기의 고장진단, 고장검출, 하중측정, 구조 건전성 모니터링, 데이터 취득 및 처리에 관한 알고리즘 개발과 함께 HUMS 시제제작과 시험평가를 수행함으로써 국내 안전진단 시스템의 인프라 구축 및 국산화 개발을 수행하는 것이다.

FAA 따르면 실시간안전진단(HUMS)시스템은 TSO 품목에 해당되지 않기 때문에 표준안을 추진 중이다. 따라서 본 연구개발 사업에서는 환경조건(RTCA / DO-160F, ENVIRONMENTAL CONDITIONS AND TEST PROCEDURES FOR AIRBORNE EQUIPMENT)과 소프트웨어 모사인증(RTCA/DO-178B)을 수행함으로써 추후 인증항공기에 장착하기 위한 부가형식증명(STC, Supplemental Type Certificate)을 고려한 연구개발이 진행되었다.

HUMS의 개발은 대상이 되는 각 항공기의 특성에 맞는 안전진단 부위가 선정되고 이를 토대로 측정부위 및 알고리즘이 개발이 이루어지는 바 본 과제 수행을 통해 고장/안전진단에 대한 기술 인프라를 구축하여 국내 개발 소형항공기, 경량항공기 및 국내 개발되는 무인항공기 사업에 참여할 수 있는 기반기술을 획득을 중심으로 과제를 추진하였다.

특히 본 과제에서 연구된 HUMS의 연구결과는 항공기 구조물 감시(SHM: Structure Health Monitoring)를 위한 선행기술로 활용하기 위하여 광센서를 이용한 데이터 획득에 대한 연구도 함께 수행하였으며 향후 Fiber Optic을 적용한 구조

주요부위 상태감시(손상범위 및 상태감시) 기술적용 시 본 연구결과물은 기반기술로 활용이 가능할 것으로 생각된다.

2. 연구개발의 필요성

항공사고는 특성상 사고가 발생하면 항공기 동체가 파손되고, 항공기 탑승자가 사망(Fatalities)하는 등 물질 및 인명 피해규모가 매우 크다. 한국의 경우 도로 교통사고 1건당 평균 사망인원은 1.3명인 반면, 항공사고 1건당 평균 사망인원은 52명으로 도로 교통사고의 40배이다. 전 세계적으로 최근 10년간 다발엔진 항공기사고와 관련된 인명손실은 연평균 1300여명이고 전손사고는 연평균 40여건으로 전체 항공사고의 74%를 차지한다.

따라서 미국 등 선진국은 1957년에 항공기의 안전과 사고 분석을 위하여 FDR(Flight Data Recoder)의 설치가 법적으로 의무화 되었다. 기술경쟁력 향상과 항공 산업의 우위권을 확보하기 위해 최신 기술을 적용하여 항공안전에 대한 많은 연구를 수행하였고 항공산업 및 항공사고예방 기술에 대한 우위권을 형성하였다. 하지만 국내의 항공안전기술 분야는 해외 장비 도입 수준에 머물러 있고, 세계 항공시장에서 차지하고 있는 국제적 위상과 위치(세계 8위)에 비해 항공안전기술 분야에 대한 국가의 연구개발 투자는 미약하여 항공안전기술개발에 대한 국가적인 관심과 투자가 매우 필요한 상태이다.

국내 운송용 항공기의 경우 대부분 탑승인원 180-400명 규모의 대형기이기 때문에 항공사고가 발생하면 인명 손상 및 재산상의 피해규모가 크다. 항공기가 대형화, 고속화 계속 되면서 전 세계적으로 항공사고의 인명 및 재산상 피해규모도 증가하고 있다. 우리나라의 경우 1970년부터 2004년까지 항공기 사고는 총 84건으로 사망자 수는 988명이며, 총 피해금액은 7,542억 원이다. 국내 항공기 사고를 원인별로 분석해 보면, 조종과실로 인한 사고가 58건으로 70%, 정비 불량이 9건으로 11%를 차지하고 있으며, 기타원인으로 인한 사고가 16건으로 19%를 차지한다.

항공선진국인 미국을 비롯하여 캐나다, 호주와 비교한 결과, 한국의 단위 승객 / km 당 항공사고비용은 미국의 11배, 호주의 9.7배, 캐나다의 3배에 달한다. 따라서

세계 항공시장에서 차지하는 지위에 비해 항공사고 발생으로 인한 위험도가 매우 높은 편이므로 항공사고예방을 위한 시급한 대책이 요구되며 소형 항공기 적용으로 기술 인프라 구축 후 대형기에 적용하는 것이 바람직한 개발방향이라고 할 수 있다.

Ⅲ. 연구개발의 내용 및 범위

1. 실시간안전진단(HUMS)시스템 개발 연구

본 과제의 핵심기술은 고정익 항공기의 건전성을 확인하기 위해 고장을 진단 및 예측하고 항공기 유지관리를 위한 정보를 조종사에게 제공함으로써 항공기 안전성 향상 및 유지관리 비용을 절감하는데 주요 목적이 있다.

고정익 항공기는 회전익(헬기) 항공기와는 비행원리 및 사고의 주원인이 다르므로 고정익 항공기만의 위험요소에 대한 분석을 통하여 감시 및 고장진단 파라미터를 선정하고 항공기 운용 중 지속적인 데이터 획득을 통해 데이터베이스를 구축하여 위험요소에 대해 관리할 수 있는 안전진단시스템 개발이 필요하다. 또한 각 항공기별로 위험요소 및 필요 측정센서가 다르며 각 항공기에 맞는 알고리즘을 도출하여야 하므로 HUMS 개발 프로세서를 적용하기 위해 많은 시간동안 분석에 필요한 데이터 확보가 필요하다.

안전진단은 고장이 발생한 후에 진단하는 시스템뿐만 아니라 고장이 발생할 가능성이 높은 상황에서의 예측안전진단 (Prognostic Health Monitoring)이 필수적이다. 그러므로 신뢰성 높은 데이터 수집시스템과 안전진단을 위한 검증된 많은 시간의 운용 데이터가 요구 된다.

본 연구에서는 개발 대상이 되는 소형항공기의 사고율을 분석 후 주요 사고 발생 원인을 찾고 안전 진단에 필요한 센서 부위 및 개수를 선정하였으며, HUMS 시스템을 적용 후 감소되는 사고율을 예측하여 HUMS의 유효성을 확인하였다. 개발된 알고리즘은 시편 및 모형기를 1차 적으로 검증하고, 대상 항공기(Test-bed)를 선정하여 실기 비행시험을 통해 2차 검증 및 이론적인 알고리즘을 적용할 수 있는

지 확인하였다. 선정된 항공기는 알고리즘 개발에 필요한 센서를 부착하고, 엔진 가속 실험, 주행실험 등의 지상시험과 비행 시험을 통하여 필요한 데이터를 획득하고 알고리즘을 적용하여 운용한다. 그리고 이러한 안전진단 시스템 개발절차를 수행하며 쌓은 개발프로세서를 활용하여 다른 항공기에 적용하기 위한 인프라를 구축하였다.

2. 실시간안전진단(HUMS)시스템 개발을 위한 알고리즘 연구

항공기의 안전성에 영향을 줄 수 있는 요인들로 이착륙이나 운행 중에 발생하는 다양한 하중 및 변형과 외부 물체나 구조물과의 충돌로 인한 충격 손상과, 운행 중에 야기되는 진동에 의한 주요 탑재 장비의 이상이나 구조 건전성 등이 있다. 따라서 항공기를 위한 안전진단시스템이 갖추어야할 사양으로 광섬유 센서 시스템을 이용한 항공기 구조적 요소에 대한 하중 상태 진단 및 변형률 실시간 취득, 압전 트랜스듀서를 이용한 기체의 진동 감지 기술, 가속도센서의 처리를 통한 엔진 및 날개의 거동 분석 등을 꼽을 수 있다. 여기에 광섬유, 압전 트랜스듀서 및 가속도 센서에서 취득된 데이터를 획득하고 처리하는 하드웨어 및 소프트웨어의 개발을 동반하여 위험 요소 발생 시 조종사 및 지상의 관리자에게 통보하고 즉각적으로 대비할 수 있는 전체적인 항공기 안전 진단을 위한 해석을 수행한다. 또한 분석된 자료는 기체의 고장검출 및 진단알고리즘을 이용하기 위하여 비행시험 데이터베이스를 구축했다.

고장의 예측 (Fault Prediction)은 항공기를 구성하는 각 구조물, 센서와 액튜에이터들의 내부구조와 기능적 매카니즘(functional mechanism), 각각의 사용빈도, 장착 공간의 외부 환경, 실험 데이터나 고장기록 등의 종합적 분석을 통해 각종 고장의 mode와 가능성, 발생빈도 (occurrence), 심각도 (severity), 검출도 (delectability) 등을 예측한다. 이 연구의 결과는 각 진단부위의 고장검출이나 고장진단에 관한 연구는 물론 고장 허용 설계 (fault tolerant design)에도 사용될 수 있도록 하였다.

고장의 검출 (Fault Detection)은 항공기의 일정 부위에 고장이 발생했을 때, 항공기의 각 진단부위에 장착한 센서신호로부터 이를 발견하는 방법을 말한다. 고장의 검출에는 다양한 기법이 사용되고 있다. 본 연구에서는 이론적 분석에 의해 각

진단부위에 있어서 가장 적합하게 사용될 수 있는 고장검출 알고리즘을 개발하여 적용하였다.

고장의 진단 (Fault Diagnosis)은 검출된 고장의 위치, 종류, 심각도, 시간 등을 파악하는 부분으로써 크게 고장의 분리 (fault isolation)와 고장의 감식 (fault identification)으로 나누어진다. 고장의 진단의 경우도 다양한 기법이 사용되고 있다. 본 연구에서는 이론적 분석에 의해 각 진단부위에 있어서 가장 적합하게 사용될 수 있는 고장진단 알고리즘을 개발하였다.

3. 실시간안전진단(HUMS)시스템 고정익항공기 적용을 위한 품질인증방안 연구

실시간안전진단(HUMS)시스템 하드웨어 연구개발과 함께 “HUMS 품질인증 수행 방안의 연구는 DO-160F 및 DO-178B LEVEL"D" 절차를 수행하였다.

- RTCA/DO-178B, Software Consideration in Airborne System and Equipment Certification
- RTCA/DO-160F, Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment

항공기의 인증 절차를 수행함으로써, 이후 개발되는 항공 전자 장비의 부가형식증명에 대한 경험 축적 및 관련 수행 인력 양성을 기대할 수 있다.

4. 항공사고예방기술 개발 기술 인프라 구축

항공기는 상당히 복잡한 대규모 시스템이기 때문에, 발생할 수 있는 고장의 종류도 다양하다. 항공기의 경우, 각종 구조물과 센서 및 액츄에이터들이 유기적 상호 관련을 맺으면서 매우 복잡한 양상으로 동작하기 때문에, 하나의 요소가 이상현상 (fault)을 보일 경우 전체 시스템의 동작에 영향을 미치고, 이는 곧 전체 시스템의 안정성(stability)를 해치는 결과를 초래한다. 또한, 각종 서브시스템들이 서로 밀접한 관련을 맺고 있을 경우 외부에서 측정한 측정 자료만으로는 시스템의 어느 부분이 이상 동작을 하고 있는지를 발견하는 일이 매우 힘들어진다. 따라서 본 과제 항공사고 예방기술 개발을 통하여 집중화되어 있지 않은 국내 항공관련 기술을 통합하여 기술 인프라를 구축하였다.

Ⅳ. 연구개발결과

소형항공기급 실시간안전진단(HUMS)시스템 연구 개발은 개발 초입단계부터 시스템엔지니어링 기법을 통해 관리되었다. 1단계인 1차년도 부터 2차년도 까지 국내외 기술개발 현황 및 활용을 위한 인증 계획 수립이 진행되었고, 2단계인 3차년도 부터 5차년도 요구도 확정을 위한 SRR 개최와 함께 알고리즘과 탑재장비 그리고 지상 장비의 설계회의(PDR, CDR)가 진행 됐다. 또한 시험을 위한 TRR 회의를 개최하여 시험타당성일 확인하였다. 마지막인 6차 년도에는 개발된 탑재장비와 알고리즘을 개발 및 보완/검증하기 위한 비행시험이 진행되었으며 이를 위한 FFRR 회의를 개최하여 비행시험의 타당성을 확인하였다. 아울러 안전진단 및 유지/관리를 위한 지상분석 소프트웨어(GSE S/W)가 개발되었다. 또한 실시간 안전진단시스템(HUMS)의 프로세스를 수행하여 얻은 노하우(Know-how)를 기반으로 국내 개발되는 무인기 및 항공기 개조사업 및 다수의 무인기 안전진단 시스템 개발에 참여할 수 있는 기회를 얻을 수 있었다.

첨부 1. HUMS 시제품과 GSE H/W 및 S/W 산출물(단암시스템즈)
첨부 2. 구조기반 알고리즘 관련 성과물(KAIST)
첨부 3. 신호기반 알고리즘 관련 성과물(한양대)

Ⅴ. 연구개발결과의 활용계획

소형항공기의 실시간안전진단(HUMS)시스템 연구 개발은 총 6차 년도에 걸쳐 인프라 구축용 탑재장비(i-HUMS)와 3차례의 상용화 탑재장비(c-HUMS) 그리고 개발된 알고리즘이 적용된 GSE 소프트웨어와 지속되는 비행 데이터를 구축하기 위한 데이터베이스 프로그램이 개발되었다.

본 과제를 통해 개발된 HUMS 기술 인프라는 전기적 센서를 적용한 국내/외 유/무인기 안전진단 사업에 이미 적용되어 개발될 예정이며 항공분야 외의 사업에도 적극 활용 계획이다.

S U M M A R Y

I. Title

Development of Realtime Safety Diagnosis (HUMS) System

Ⅱ. Purpose and Necessity of R&D

1. Purpose of R&D

Small Size Aircraft Level Realtime Safety Diagnosis (HUMS) System R&D comprises of establishing core technology and factor technology for safety diagnosis of fixed wing small size aircraft and on their basis performing suitability test, land test and flying test assessment such as test assessment and manufacturing HUMS prototype, and algorithm regarding fault diagnosis, fault detection, Load measuring, structural fitness monitoring, data acquisition and processing for small size aircraft to perform localization and establishment of infrastructure of domestic safety diagnosis system.

According to FAA, Realtime Safety Diagnosis (HUMS) System does not apply under TSO item, therefore a standard proposal is being advanced. Therefore, in this R&D project, by performing environmental conditions (RTCA/DO-160F, ENVIRONMENTAL CONDITIONS AND TEST PROCEDURES FOR AIRBORNE EQUIPMENT) software copy authentication (RTCA/DO-178B), R&D considering additional form evidence (STC, Supplemental Type Certificate) for future equipping on approved aircraft was advanced.

This project was advanced to enable participation in domestically developed small size aircraft, lightweight aircraft and domestically developed unmanned aircraft businesses by establishing technological infrastructure regarding fault/safety diagnosis through performance of this project.

In particular, research results of HUMS researched in this project accompanied research regarding acquisition of data using optical sensors to utilize as precedent technology for aircraft structure monitoring (SHM: Structure Health Monitoring).

R&D was carried out in order that the results of this research will be able to be utilized as foundational technology when applying future Fiber Optics applied structurally important part status monitoring (damage scope and status detection) technology.

2. Necessity of R&D

Aircraft accidents result in extensive material loss and loss in human life, with characteristic damage of aircraft body and fatalities of passengers. In case of Korea, for each road traffic accident the mean death rate is 1.3 people, where for each aircraft accident the mean death rate is 52 people, being 40 times that of road traffic accidents. Globally, fatalities related to multiple occurrence engine aircraft accidents in the past 10 years has been over 1300 cases per year in average, and total damage accidents over 40 cases per year in average, taking 74% of total aircraft accidents.

Therefore, the US and other advanced countries placed legal obligation of FDR (Flight Data Recorder) in 1957 for aircraft safety and accident analysis, carrying out numerous researches by applying latest technology to acquire the upper hand in aircraft industry and to improve technological competitiveness, and establishing superiority regarding aircraft industry and aircraft accident prevention technology. However, the domestic aerosafety technology field remains in employment of overseas equipment, and compared to the international prestige and position in the global aircraft market (8th in the world), government investment in R&D regarding aerosafety technology field is weak; governmental interest and investment on aerosafety technological development is sorely required.

In case of aircraft for domestic flight, most are of large size able take 180-400 passengers, and therefore loss in human life and in assets is extensive in case of an aircraft accident. as aircraft is becoming larger and more high speed, the extent of loss of assets and human life is also increasing globally. In case of Korea, aircraft accidents from 1970 to 2004 total 84 cases with 988 deaths and total economic loss of ₩754,200,000,000. When domestic aircraft accidents are analyzed per cause, accidents arising from driving miss are 58 cases amounting to 70%, faulty maintenance 9 cases amounting to 11%, and other causes 16 cases amounting to 19%.

From the result of comparing Aircraft advanced country US, Canada and Australia, aircraft accident expenses per unit passenger km for Korea are 11 times that of the US, 9.7 times that of Australia, and 3 times that of Canada. Therefore, the risk arising from occurrence of aircraft accidents is very high compared to the position in the global aircraft market, and an immediate strategy is required.

Ⅲ. Details and Scope of R&D

1. Realtime Safety Diagnosis (HUMS) System R&D

The core technology of this project has a main purpose of improving aircraft safety and reducing maintenance expenses by providing the pilot with information for maintenance and for anticipating fault diagnosis and parts fitness of fixed wing aircraft. Fixed wing aircraft has different flying principles and main cause of accident to rotating-wing (helicopter) aircraft, therefore there is a necessity for development of realtime safety diagnosis system through control regarding risk factors by establishing a database regarding each parameter through analysis of risk factors of fixed wing aircraft. Because limit value of algorithm and number of sensors can change depending on aircraft, there is a need for securing of data required for analysis over a long period of time.

For safety diagnosis, Prognostic Health Monitoring is compulsory not only in system diagnosing after occurrence of fault but also in situations with high possibility of occurrence of fault. Therefore there is a necessity for verified operation data over a long period of time for highly reliable data gathering system and safety diagnosis.

In this research, after analyzing aircraft accident rate, the main causes of accidents are found, location and number of sensors required for safety diagnosis are selected, HUMS system is applied and the accident rate reduced after applying HUMS system is forecasted. The developed algorithm is tested though specimen and model craft, and Test-bed is selected to carry out practical test. The selected aircraft is attached with sensor required for algorithm development, required data is obtained through flying test and land test such as engine acceleration test and driving test, and the algorithm is verified. Subsequently, an infrastructure to apply the know-how gained through such safety diagnosis system procedure is established to applied to other aircrafts.

2. Algorithm Research for Realtime Safety Diagnosis (HUMS) System Development

Factors which can affect safety of aircraft include various load and form change occurring during take-off/landing or flight, and fault or structural fitness of main installed equipment arising from vibrations caused during

flight and due to shock damage from collision with external matters or structures. Therefore, specifications which must be equipped by realtime safety diagnosis system for aircraft include realtime acquisition of load status diagnosis and change rate regarding structural factor of aircraft using optical fiber sensor system, and craft vibration reduction using piezoelectric transducer a smart material. To this, development of hardware and software which acquires and processes data obtained from optical fiber and piezoelectric transducer is accompanied, notifying the pilot and operator on land in case of occurrence of risk factor, and carries ot interpretation for overall aircraft safety diagnosis allowing immediate response. Moreover, the analyzed data establishes the database using fault detection and diagnosis algorithm for the craft.

Fault Prediction forecasts carious fault modes and possibilities, frequency of occurrence, severity, and detectability through overall analysis of frequency of usage, internal structure and functional mechanism of sensors and actuators, external environment of the installed area, test data or fault record of each structure composing the aircraft. The results of this research will be used not only in research on fault detection or fault diagnosis for each diagnosis area, but also in fault tolerant design.

Fault Detection refers to the method of discovering a fault from the signal from sensor installed on each diagnosis area of the aircraft, when there is fault in a particular part of the aircraft. Various techniques are used for fault detection. This research seeks to develop a fault detection algorithm which may be most suitably used for each diagnosis area based on theoretical analysis.

Fault Diagnosis is the part which investigates the location, type, seriousness and time of the detected fault, and is largely divided into fault isolation and fault identification. Various techniques are being used in the case of fault diagnosis also. This research seeks to develop a fault diagnosis algorithm which may be most suitably used for each diagnosis area based on theoretical analysis.

3. Quality Certification Strategy Research for Application of Realtime Safety Diagnosis (HUMS) System in Fixed-Wing Aircraft

Together with Realtime Safety Diagnosis (HUMS) System hardware R&D, “research on HUMS quality certification strategy carries out procedures of DO-160F and DO-178B LEVLE"D"

- RTCA/DO-178B, Software Consideration in Airborne System and Equipment Certification
- RTCA/DO-160F, Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment

By carrying out certification procedure for aircraft, accumulation of experience and growth in related personnel regarding additional form evidence of future developed aircraft electronic devices can be anticipated.

4. Establishing Aircraft Accident Prevention Technology Development Technological Infrastructure

Because an aircraft is a large and complex system, the types of fault that may occur also vary diversely. In case of an aircraft, various structures, sensors and actuators interact and operate in a very complex manner, therefore any one factor showing fault affects the operation of the entire system, and such ultimately results in damaging the stability of the entire system. Moreover, where various sub-systems are in close relationships with each other, it is very difficult to determine which part of the system is malfunctioning with only externally measured data. Therefore a not yet centralized technological infrastructure is sought to be established through the aircraft accident prevention technology developed of this project.

Ⅳ. R&D Results

For small size aircraft level Realtime Safety Diagnosis (HUMS) System R&D, verification plan has been established for status and utilization of domestic and overseas technological development for the first year to the second year being Phase 1, and design meeting has been held for algorithm, equippped equipment and land equipment for the third year to the fifth year being Phase 2. For the last Phase of the sixth year, flying test was carried out to supplement/verify the developed installation equipment and algorithm, and land analysis software for safety diagnosis and maintenance/control (GSE S/W) were developed also. Moreover, domestically developed unmanned craft and aircraft remodelling business is participated in on basis of the know-how acquired through carrying out the processes

of realtime safety diagnosis system (HUMS).

Attachment 1. HUMS Prototype, GSE H/W and S/W Product (Danam Systems)
Attachment 2. Structure Platform Algorithm Related Product (KAIST)
Attachment 3. Signal Platform Algorithm Related Product (Hanyang University)

Ⅴ. Utilization Plan for R&D Results

For realtime Safety Diagnosis (HUMS) System R&D for small size aircraft, a database program was develop for establishment of continued flying data and GSE software applied with the development algorithm, 3 phases of commercialized equipped device (c-HUMS) and equipped device for establishing infrastructure over 6 years.

HUMS technological infrastructure developed through this project is planned to be utilized in domestic/overseas manned/unmanned equipment safety diagnosis business applied with electric sensor.

목 차

제 1 장 서론 ····· 1

제 1 절 연구개발 과제 개요 ····· 1

1. 연구개발 과제 최종 목표 ····· 1

2. 단계별 연구목표 및 내용 ····· 3

3. 연구개발 주요내용 ····· 6

제 2 절 연구개발 과제의 내용 및 범위 ····· 8

1. 연구개발의 필요성 ····· 8

2. 연구개발의 내용 및 범위 ····· 13

제 2 장 국내외 기술개발 현황 ····· 33

제 1 절 국내 기술개발 현황 ····· 33

1. 국내 현황 ····· 33

2. 국내 기술개발 수준 ····· 33

3. 항공 안전 기술 분야 특허 현황 ····· 34

제 2 절 국외 기술 및 산업 동향 ····· 34

1. 국외 현황 ····· 34

2. 주요 국가의 동향 ····· 36

3. 해외 시장예측 및 발전전망 ····· 37

4. 해외 특허동향 ····· 38

제 3 장 연구개발 수행 내용 및 결과 ····· 41

제 1 절 연구내용 ····· 41

1. 연구개발 목표 ····· 41

2. 연구개발 내용 ····· 41

3. 성과지표 ····· 42

제 2 절 연구내용별 수행내용 ····· 43

1. 실시간안전진단(HUMS) 시스템 개발 연구 ····· 43

2. 실시간안전진단(HUMS) 시스템 알고리즘 개발 ····· 53
3. 실시간안전진단(HUMS) 시스템의 DO-178B 소프트웨어 모사인증 수행 ····· 213
4. 실시간 안전진단 시스템 검증 절차 수행 ····· 221
5. 안전진단 시스템 탑재/지상장비 개발 ····· 229
제 4 장 연구개발 목표 달성도 및 관련분야에의 기여도 ····· 248
제 1 절 연구개발목표 달성도 ····· 248
1. 연구개발 수행 진도율 ····· 248
2. 연구개발목표의 달성도 ····· 253
제 2 절 연구개발 결과의 관련분야 기여도 ····· 254
1. 연구개발 결과의 연계방안 ····· 254
2. 연구개발 결과의 기여도 ····· 255
제 5 장 연구개발 결과의 활용계획 ····· 258
제 1 절 연구개발 결과의 활용 ····· 258
1. 연구성과의 활용방안 ····· 258
제 2 절 연구개발 결과의 기대 ····· 261
1. 연구성과의 기대효과 ····· 261
제 6 장 연구개발 과정에서 수집한 해외과학기술정보 ····· 263
제 1 절 국내외 현황 ····· 263
1. 국외 관련분야의 환경변화 ····· 263
2. 국내 관련분야의 환경변화 ····· 263
제 7 장 참고문헌 ····· 265

표 차 례

표 1 1단계 연구목표 및 연구내용 ····· 3
표 2 2단계 연구목표 및 연구내용 ····· 4
표 3 3단계 연구목표 및 연구내용 ····· 5
표 4 제안 연구와 관련된 분쟁 예상 특허 ····· 39
표 5 안전진단시스템 기술 관련 특허 ····· 40
표 6 연구 성과물 및 성과지표 ····· 42
표 7 실시간 안전진단 시스템 요구도 분석 ····· 45
표 8 주익 Test-bed 설치 전 FBG 센서 중심 파장 ····· 71
표 9 주익 Test-bed 설치 후 FBG 센서 중심 파장 ····· 72
표 10 Agilent HP4294A의 주요 사항 ····· 88
표 11 손상 시나리오 ····· 96
표 12 손상 척도 M으로 나타낸 실험 결과 ····· 97
표 13 Text 파일로 저장된 세 가지 안전 진단평가 변수 ····· 112
표 14 연소실 고장 사례 ····· 118
표 15 연결 로드 고장 사례 ····· 121
표 16 크랭크축 고장 사례 ····· 122
표 17 대상 및 모델 엔진 사양 ····· 134
표 18 대상 항공기 사양 ····· 148
표 19 축소 모델 사양 ····· 149
표 20 모델 엔진 사양 ····· 151
표 21 서보모터 사양 ····· 152
표 22 가속도계 사양 ····· 152
표 23 ADXL203 핀 기능 ····· 154
표 24 대상 항공기(KC-100) 사양 및 제원 ····· 156
표 25 축소 모델 사양 ····· 157

표 26 축소 모델 부품 품목(1/2) ····· 159
표 27 축소 모델 부품 품목(2/2) ····· 160
표 28 SD-COM5-RTC 핀의 기능 ····· 170
표 29 레귤레이터 사양 ····· 171
표 30 변속기 사양 ····· 171
표 31 배터리 사양 ····· 172
표 32 모터 사양 ····· 172
표 33 서보모터 사양 ····· 172
표 34 엔진의 부위별 고장 종류 및 특징 ····· 179
표 35 구름 베어링의 진동 특성 주파수(외륜 고정, 내륜 회전의 경우) ···· 181
표 36 시간영역 진동 신호 분석 결과 ····· 196
표 37 각 Sortie별 특성 주파수 분석 결과 ····· 212
표 38 소프트웨어 계획 프로세스 ····· 214
표 39 소프트웨어 개발 프로세스 ····· 215
표 40 소프트웨어 검증 프로세스 ····· 216
표 41 정적Testing과 동적 Testing 비교 ····· 217
표 42 Validation과 Verification ····· 218
표 43 소프트웨어 형상관리 프로세스 ····· 219
표 44 소프트웨어 품질 보증 프로세스 ····· 220
표 45 비행허가 관련 규정 사항 충족 ····· 225
표 46 전원 공급부 예상 전력 소모량 ····· 232
표 47 PIP 제어 신호 ····· 235
표 48 i-HUMS(Infrastructure Health & Usage Monitoring System) 기능 ····· 236
표 49. c-HUMS 외부인터페이스 ····· 238
표 50 1차년도 연구개발 수행 진도율 ····· 248
표 51 3차년도 연구개발 수행 진도율 ····· 249

표 52 4차년도 연구개발 수행 진도율 ····· 250
표 53 5차년도 연구개발 수행 진도율 ····· 251
표 54 6차년도 연구개발 수행 진도율 ····· 252
표 55 연구개발목표의 달성도 ····· 253
표 56 연구개발 결과의 관련분야 연계방안 ····· 255
표 57 국가별 단위 승객 km당 항공사고비용 비교 ····· 262

그림 차례

그림 1 국가별 GDP 대비 항공사고비용 비교 ····· 8
그림 2 국가별 단위km당 항공사고비용 비교 ····· 8
그림 3 과거 항공사고(1943~2004) 발생 추이 ····· 10
그림 4 실시간 안전진단 시스템의 구성 ····· 14
그림 5 HUMS 수요시장 분석 ····· 16
그림 6 HUMS 개발 규격 도출 검토 내용 ····· 17
그림 7 모사인증 추진 체계 ····· 18
그림 8 HUMS 개발을 위한 알고리즘 기법 조사 ····· 19
그림 9 HUMS 개발 프로세스 수립 ····· 20
그림 10 HUMS 시스템 개발품 및 기능 ····· 21
그림 11 FBG, PZT 센서 계측 구성 방안 ····· 22
그림 12 신호기반 알고리즘 시험 장치 ····· 22
그림 13 환경시험 개요 ····· 23
그림 14 GSE 시제품 개발 ····· 23
그림 15 센서 매립용 날개제작 과정 ····· 24
그림 16 환경시험 항목 및 수행 계획 ····· 25
그림 17 요구조건 프로세스 및 설계 프로세스 ····· 26
그림 18 장착성 시험 시나리오 수립 ····· 26
그림 19 비행 시험 절차 수립 및 시험 진행 ····· 27
그림 20 안전진단 계측 데이터 데이터베이스 구축 ····· 28
그림 21 실시간 안전진단 시스템 탑재 최종 시제품 ····· 28
그림 22 운용시험 수행 ····· 29
그림 23 환경 시험(DO-160F) 수행 내역 ····· 29
그림 24 실시간 안전진단 시스템 지상 분석 프로그램 ····· 30
그림 25 Test-bed 주익 분포 하중 장치 ····· 31

그림 26 Jabiru-UL 주익 고정 지그 설계도 ····· 31
그림 27 온도보상 변형률 측정을 위한 실험 구성 ····· 32
그림 28 실시간 안전진단 시스템 개발 주요 일정 ····· 43
그림 29 실시간 안전진단 시스템(HUMS) 개념 ····· 44
그림 30 실시간 안전진단 시스템 개발 절차 ····· 46
그림 31 실시간 안전진단 시스템 단계별 연구내용 ····· 47
그림 32 HUMS 개발 총괄 연구 체계 ····· 47
그림 33 1/3차년도 추진 조직 및 업무 ····· 48
그림 34 4차년도 추진 조직 및 업무 ····· 49
그림 35 5차년도 추진 조직 및 업무 ····· 50
그림 36 장착성 시험 세부 계획 수립 ····· 51
그림 37 6차년도 추진 조직 및 업무 ····· 51
그림 38 실시간 안전진단 비행 시험 계획 및 절차 수립 ····· 52
그림 39 운용시험 단계별 진행 결과 ····· 52
그림 40 운용시험 주간 보고서 예시 ····· 53
그림 41 소형 복합재 항공기용 HUMS의 요소 기술 ····· 54
그림 42 저가형 광학계측 장비 구성도 ····· 55
그림 43 구조진단 시스템 요구도 분석 ····· 55
그림 44 소형 항공기용 HUMS 운용개념 ····· 56
그림 45 HUMS를 위한 구조 진단용 시스템의 하드웨어 구성 ····· 57
그림 46 HUMS를 위한 구조 진단용 시스템의 소프트웨어 구성 ····· 59
그림 47 기존 interrogator 구성 ····· 60
그림 48 저가형 interrogator의 구성 ····· 60
그림 49 저가형 interrogator 파장 sweeping 방법 ····· 61
그림 50 적용된 저가형 interrogator 사양 ····· 62
그림 51 온도 보상을 이용한 주익 변형율 이력 측정 알고리즘 개념도 ····· 63
그림 52 온도 보상을 이용한 주익 변형률 이력 측정 알고리즘 ····· 63

그림 53 날개 분포 하중 측정 및 진단 알고리즘 개념도 ····· 65
그림 54 날개 분포 하중 측정 및 진단 알고리즘 ····· 65
그림 55 변형률 분포를 이용한 균열 파손 측정 알고리즘 ····· 66
그림 56 충격 이벤트 감지를 위한 알고리즘 ····· 67
그림 57 Jabiru-UL 주익 고정 지그 설계도 ····· 68
그림 58 Test-bed 주익 분포 하중 장치 ····· 69
그림 59 Jabiru-UL 실기 주익의 FBG 센서 설치 위치 ····· 70
그림 60 Jabiru-UL 실기 주익 Test-bed의 FBG 센서 설치 ····· 70
그림 61 FBG interrogator로 측정된 FBG 센서 Peaks ····· 72
그림 62 Test-bed 주익에 설치된 FBG 센서 및 정적 하중 부가 위치 ····· 73
그림 63 downbending 시 주익 상부 변형률 응답 ····· 74
그림 64 downbending 시 주익 하부 변형률 응답 ····· 74
그림 65 upbending 시 주익 상부 변형률 응답 ····· 75
그림 66 upbending 시 주익 하부 변형률 응답 ····· 75
그림 67 온도보상 변형률 측정을 위한 실험 구성 ····· 77
그림 68 표면에 부착된 FBG 센서의 중심 파장변화 ····· 78
그림 69 표면에 부착된 FBG 센서의 중심 파장변화 ····· 78
그림 70 온도 보상 변형률 측정 결과 ····· 79
그림 71 Jabiru-UL 실기 좌익 비행 중 중심 파장 변화 ····· 82
그림 72 Jabiru-UL 실기 좌익/우익 비행중 중심 파장 변화 ····· 83
그림 73 압전 센서와 구조물의 임피던스 모델 ····· 86
그림 74 자동 평형 브리지 방법 ····· 88
그림 75 Agilent 4294A의 단순 아날로그 부분 배치도 ····· 89
그림 76 I-V 방법 ····· 89
그림 77 AD5933의 블록 다이어그램 ····· 90
그림 78 AD5933의 전용 보드인 EVAL_AD5933EBZ의 블록 다이어그램 ·· 91
그림 79 구조 변화시 임피던스의 변화 ····· 92

그림 80 임피던스 측정을 통한 구조 진단 알고리즘 ····· 93
그림 81 더블 피크 처리 ····· 94
그림 82 실험에 사용한 시편의 형상 ····· 95
그림 83 실험 장비 구성도 ····· 95
그림 84 0 Hz일 때의 임피던스 ····· 96
그림 85 3.3 Hz일 때의 임피던스 ····· 96
그림 86 10Hz일 때의 임피던스 ····· 97
그림 87 Jabiru-UL 실기 주익 Test-bed의 압전 센서 위치 ····· 98
그림 88 Test-bed 및 압전 센서 설치 ····· 99
그림 89 압전 센서로부터 측정된 임피던스 측정 결과(1/3) ····· 100
그림 90 압전 센서로부터 측정된 임피던스 측정 결과(2/3) ····· 101
그림 91 압전 센서로부터 측정된 임피던스 측정 결과(3/3) ····· 102
그림 92 압전 센서 개수 및 설치 위치 ····· 104
그림 93 압전 센서 설치 사진 ····· 104
그림 94 압전 센서 운용 시험 결과(1/4) ····· 106
그림 95 압전 센서 운용 시험 결과(2/4) ····· 107
그림 96 압전 센서 운용 시험 결과(3/4) ····· 108
그림 97 압전 센서 운용 시험 결과(4/4) ····· 109
그림 98 알고리즘 검증을 위한 시험 구성 ····· 110
그림 99 출력 그래프 ····· 111
그림 100 위험 신호 알람 출력 화면 ····· 111
그림 101 시편 형상 ····· 113
그림 102 Eval_AD5933EBZ를 이용하여 측정한 결과 ····· 114
그림 103 Impedance Analyzer Agilent 4294A를 이용하여 측정한 결과(1/2) ····· 114
그림 104 Impedance Analyzer Agilent 4294A를 이용하여 측정한 결과(2/2) ····· 115

그림 105 정상 상태와 볼트 풀림이 있는 경우의 측정 결과 ····· 115
그림 106 오스트리아 항공기 사고 분석 ····· 116
그림 107 2000.01~2005.12 기간동안 파워트레인 구조적인 고장 발생 테이블 ····· 117
그림 108 오른쪽 엔진 6번 피스톤의 국부적인 열에 의한 변형 현상 ····· 119
그림 109 피스톤 실린더 헤드의 국부적인 녹음 현상 ····· 120
그림 110 두 개의 파열된 1/2인치 스투드와 볼트 ····· 120
그림 111 파손된 5번 연결 로드 ····· 121
그림 112 6번 연결 로드 캡에 피로의 확산 ····· 123
그림 113 1번 연결 로드 빅엔드 베어링 삽입의 손상 ····· 123
그림 114 4번 메인 베어링/4번 연결 로드 크랭크웹의 주된 파열 ····· 124
그림 115 크랭크축의 2차 파열, 3번 메인/3번 연결 로드 크랭크웹 ····· 125
그림 116 항공기의 구조적 고장 진단 ····· 126
그림 117 model 3719 볼트와 엔진 포스 센서 ····· 128
그림 118 포스 센서 입출력 타당성 검토를 위한 개념도 ····· 128
그림 119 가속도계 입출력 타당성 검토를 위한 개념도 ····· 129
그림 120 반디호 실험기 3호 엔진 마운트 부위 ····· 130
그림 121 일반적 조종면 구동 시스템 ····· 131
그림 122 반디호 실험기 3호 리더 변위 센서 설치 ····· 131
그림 123 변위 센서 입출력 타당성 검토를 위한 개념도 ····· 132
그림 124 수직형 실린더 배열 엔진 특성 ····· 133
그림 125 수평형 실린더 배열 엔진 특성 ····· 133
그림 126 Rotax 912 엔진(좌측) 및 OS FF-320 엔진(우측) ····· 134
그림 127 지지대에 의해 고정된 날개 모델 ····· 136
그림 128 에일러론이 장착된 날개 모델 ····· 137
그림 129 진동 해석을 위한 날개 모델 ····· 138
그림 130 신호기반 안전진단 시스템 구성도 ····· 149

그림 131 엔진 지지대의 주요 수치 ····· 150
그림 132 스로틀, 니들 밸브 구성 ····· 151
그림 133 스로틀 제어를 위한 서보모터 및 PWM 생성 결과 ····· 152
그림 134 ADXL203 센서와 ISO 10816-1에 따르는 센서 설치 ····· 153
그림 135 ADXL203 핀 구성 ····· 153
그림 136 Continental IO-550 센서 장착 부위 실제 모습 ····· 154
그림 137 RCP 장비 ····· 155
그림 138 신호기반 안전진단 소프트웨어 구성도 ····· 155
그림 139 KC-100의 주요 형상 및 수치 ····· 156
그림 140 모형기 전체 형상 및 주요 치수 ····· 157
그림 141 모형기 제작 도면용 형상 ····· 158
그림 142 모형기 동체 중앙 주요 부품 형상 ····· 158
그림 143 모형기 동체 중앙 측면 지지대 도면 ····· 158
그림 144 조종면 형상 단면 ····· 161
그림 145 조종면 형상 유한요소 모델 ····· 161
그림 146 조종면 형상 진동모드 및 변위(1/3) ····· 162
그림 147 조종면 형상 진동모드 및 변위(2/3) ····· 163
그림 148 조종면 형상 진동모드 및 변위(3/3) ····· 164
그림 149 유효 독립 방법을 이용한 최적 센서 위치 계산 과정 ····· 167
그림 150 가속도계 개수의 변화에 대한 의 최대값 ····· 167
그림 151 5개의 가속도계 설치 시 최적 위치 ····· 168
그림 152 센서 부 구성 및 데이터 이동 ····· 169
그림 153 SD-COM5-RTC ····· 169
그림 154 구동 부 전체 구조 ····· 170
그림 155 제작된 모형항공기 실험장치 ····· 173
그림 156 Nall Report: Non-Commercial Fixed-Wing Aircraft, Mechanical Accidents ····· 174

그림 157 Capillary U-tube : 특정한 오리피스를 가진 U-tube에 시작점부터 끝점까지 중력에 의해 흘러내리는 시간을 측정하여 점도측정 ····· 183
그림 158 Rotary Viscometer ASTM D2983 : 스핀들을 회전시키는데 소요되는 토크로부터 점도 측정 ····· 183
그림 159 압전소자를 이용한 TSM (Thickness shear mode) quarts resonator의 등가회로 ····· 183
그림 160 TSM quarts resonator를 이용한 40℃에서의 센서 출력과 점도 관계 ····· 184
그림 161 센서로 측정한 온도와 점도의 관계 ····· 185
그림 162 실시간 모니터링 구성도 ····· 185
그림 163 시간영역에서의 정상 진동 신호 ····· 186
그림 164 주파수 영역에서의 정상 진동 신호 ····· 186
그림 165 불 평형 고장신호 생성 ····· 187
그림 166 프로펠러 정상상태 ····· 187
그림 167 프로펠러 불 평형 1차 ····· 187
그림 168 프로펠러 불 평형 2차 ····· 187
그림 169 프로펠러 불 평형 3차 ····· 187
그림 170 시간영역 프로펠러 불 평형 1 차 ····· 188
그림 171 주파수영역 프로펠러 불 평형 1차 ····· 188
그림 172 시간영역 프로펠러 불 평형 2 차 ····· 189
그림 173 주파수영역 프로펠러 불 평형 2차 ····· 189
그림 174 시간영역 프로펠러 불 평형 3 차 ····· 190
그림 175 주파수영역 프로펠러 불 평형 3차 ····· 190
그림 176 엔진 실린더 불 연소 고장 상황 ····· 191
그림 177 엔진 실린더 고유 번호 ····· 191
그림 178 엔진 실린더 불 연소 고장 구현 ····· 192
그림 179 시간영역 3번 실린더 불 연소 ····· 193

그림 180 주파수영역 3번 실린더 불 연소 ····· 193
그림 181 시간영역 4번 실린더 불 연소 ····· 194
그림 182 주파수영역 4번 실린더 불 연소 ····· 194
그림 183 시간영역 3, 4번 실린더 불 연소 ····· 195
그림 184 주파수영역 3, 4번 실린더 불 연소 ····· 195
그림 185 탈거된 좌측 힌지(고장 모사) ····· 197
그림 186 정상, 고장상태에서의 ANPSD(1590RPM) ····· 198
그림 187 각 RPM별 ANPSD의 평균값 ····· 199
그림 188 각 RPM별 변환 행렬의 1열 ····· 199
그림 189 각 RPM별 변환 행렬의 2열 ····· 200
그림 190 각 RPM별 변환 행렬의 3열 ····· 200
그림 191 평균화 된 ANPSD(보간) ····· 201
그림 192 변환 행렬의 1열(보간) ····· 201
그림 193 변환 행렬의 2열(보간) ····· 202
그림 194 변환 행렬의 3열(보간) ····· 202
그림 195 PCA 결과 (1220RPM) ····· 203
그림 196 PCA 결과 (1290RPM) ····· 203
그림 197 PCA 결과 (1390RPM) ····· 203
그림 198 PCA 결과 (1490RPM) ····· 203
그림 199 PCA 결과 (1590RPM) ····· 203
그림 200 PCA 결과 (1220RPM) ····· 204
그림 201 PCA 결과 (1290RPM) ····· 204
그림 202 PCA 결과 (1390RPM) ····· 204
그림 203 PCA 결과 (1490RPM) ····· 204
그림 204 PCA 결과 (1590RPM) ····· 204
그림 205 PCA 결과 (1650RPM) ····· 204
그림 206 검출 임계값 도출 ····· 205

그림 207 고장 검출 결과(정상) ····· 205
그림 208 고장 검출 결과 ····· 205
그림 209 고장 검출 결과 ····· 205
그림 210 검출 임계값 도출 ····· 206
그림 211 고장 검출 결과(정상) ····· 206
그림 212 고장 검출 결과 ····· 207
그림 213 고장 검출 결과 ····· 207
그림 214 PCA 결과 (1290RPM) ····· 207
그림 215 PCA 결과 (1390RPM) ····· 208
그림 216 고장 진단 결과(1290RPM, 좌측 고장(좌), 우측 고장(우)) ····· 208
그림 217 고장 진단 결과(1390RPM, 좌측 고장(좌), 우측 고장(우)) ····· 209
그림 218 실기 데이터 특성 주파수 분석 결과 (Sortie 11-2) ····· 210
그림 219 PCA 기반 엔진 및 조종면 고장/안전 진단 알고리즘 분석 결과 (Sortie 11-2) ····· 211
그림 220 V-model ····· 213
그림 221 DO-178B 프로세스 구조 ····· 214
그림 222 레벨에 따른 커버리지 분석 ····· 218
그림 223 형상관리 수명주기 ····· 219
그림 224 소프트웨어 추적성 ····· 220
그림 225 실시간 안전진단 시스템 시험평가 절차 ····· 221
그림 226 c-HUMS 모듈의 정량적 성능 ····· 222
그림 227 환경시험 조직 및 업무 ····· 223
그림 228 c-HUMS 환경시험 항목 및 일정 ····· 223
그림 229 환경 시험(DO-160F) 수행 내역 ····· 224
그림 230 운용시험 단계별 일정 ····· 224
그림 231 탑재장비(c-HUMS) Test-bed 장착 ····· 225
그림 232 비행허가 관련 증빙 서류 ····· 226

그림 233 Test-bed의 Weight and Balance 수행 결과 ····· 227
그림 234 운용 시험 수행 방법 ····· 228
그림 235 운용 시험 장비 장착 ····· 228
그림 236 Test-bed 항공기 이착륙 ····· 229
그림 237 i-HUMS 도표 ····· 230
그림 238 i-HUMS 장비 인터페이스 ····· 231
그림 239 DAPU 구성도 ····· 231
그림 240 DAPU 내부 구조 ····· 232
그림 241 CQAR 내부 구성도 ····· 233
그림 242 CQAR 구조설계 ····· 234
그림 243 전 후면 패널 ····· 234
그림 244 PIP 시스템 ····· 235
그림 245 i-HUMS 시제품(DAPU, CQAR, PIP) ····· 237
그림 246 c-HUMS 외부인터페이스 ····· 237
그림 247 c-HUMS 도표 ····· 238
그림 248 c-HUMS 1차 시제품 ····· 239
그림 249 c-HUMS 2차 시제 구성도 ····· 239
그림 250 환경시험(DO-160F) 체계 구성 ····· 240
그림 251 V-model ····· 240
그림 252 c-HUMS 2차 시제품 ····· 241
그림 253 c-HUMS 3차 시제 장치 구성도 ····· 241
그림 254 c-HUMS 3차 시제 인터페이스 ····· 242
그림 255 c-HUMS 시제별 크기 및 중량 ····· 242
그림 256 탑재장비 설계 시 주안사항 ····· 243
그림 257 최종 c-HUMS 상세 사양 ····· 243
그림 258 지상 분석 장비 비행 데이터 획득 및 처리 절차 ····· 244
그림 259 GSE S/W 로그인 GUI ····· 245

그림 260 지상분석 데이터베이스 소프트웨어 ····· 245
그림 261 지상분석 클라이언트 소프트웨어(1/2) ····· 246
그림 262 지상분석 클라이언트 소프트웨어(2/2) ····· 247
그림 263 Network Centric Systems ····· 257
그림 264 HUMS 소요기술별 활용 ····· 258
그림 265 해외 항공기 장착 사례 ····· 259

C O N T E N T S

Chapter 1 Introduction ····· 1

Part 1 R&D Project Overview ····· 1

1. R&D Project Final Goal ····· 1

2. Research Goal and Details for Each Stage ····· 3

3. Main Details of R&D ····· 6

Part 2 Details and Scope of R&D Project ····· 8

1. Necessity of R&D ····· 8

2. Details and Scope of R&D ····· 13

Chapter 2 Domestic and Overseas Technological Development Status ····· 33

Part 1 Domestic Technological Development Status

1. Domestic Status ····· 33

2. Domestic Technological Development Level ····· 33

3. Aerosafety Technological Field Patent Status ····· 34

Part 2 Overseas Technological and Industrial Trends ····· 34

1. Overseas Status ····· 34

2. Trends of Major Countries ····· 36

3. Overseas Market Forecast and Development Anticipation ··· 37

4. Overseas Patent Trend ····· 38

Chapter 3 R&D Performance Details and Results ····· 41

Part 1 Research Details ····· 41

1. R&D Goal ····· 41

2. R&D Details ····· 41

3. Performance Index ····· 42

Part 2 Performance Details Per Research Detail ····· 43

1. Realtime Safety Diagnosis (HUMS) System R&D ····· 43

2. Development of Realtime Safety Diagnosis (HUMS) System Algorithm ····· 53
3. Performance of copy authentication for DO-178B Software of Realtime Safety Diagnosis (HUMS) System ····· 213
4. Performance of Realtime Safety Diagnosis System Verification Procedure ····· 221
5. Realtime Safety Diagnosis System Installation/Land Equipment Development ····· 229
Chapter 4 R&D Goal Achievement Rate and Contribution to Related Fields ····· 248
Part 1 R&D Goal Achievement Rate ····· 248
1. R&D Progress ····· 248
2. R&D Goal Achievement Rate ····· 253
Part 2 Contribution of R&D Results to Related Fields ····· 254
1. Interlinking Strategy of R&D Results ····· 254
2. Rate of Contribution of R&D Results ····· 255
Chapter 5 Utilization Plan for R&D Results ····· 258
Part 1 Utilization of R&D Results ····· 258
1. Utilization Strategy for Research Performance ····· 258
Part 2 Anticipation of R&D Results ····· 261
1. Anticipation Effect of Research Performance ····· 261
Chapter 6 Overseas Scientific Technological Information Gathered through R&D Process ····· 263
Part 1 Domestic and Overseas Status ····· 263
1. Environmental Change in Overseas Related Fields ····· 263
2. Environmental Change in Domestic Related Fields ····· 263
Chapter 7 References ····· 265

TABLES

Table 1 Stage 1 Research Goal and Research Details ····· 3
Table 2 Stage 2 Research Goal and Research Details ····· 4
Table 3 Stage 3 Research Goal and Research Details ····· 5
Table 4 Patent Anticipating Dispute Related to Suggested Research ····· 39
Table 5 Safety Diagnosis System Technology Related Patent ····· 40
Table 6 Research Result and Performance Index ····· 42
Table 7 Realtime Safety Diagnosis System Requirement Analysis ····· 45
Table 8 FBG Sensor Central Wave before Main Wing Test-bed Installation ····· 71
Table 9 FBG Sensor Central Wave after Main Wing Test-bed Installation ····· 72
Table 10 Important Matters for Agilent HP4294A ····· 88
Table 11 Damage Scenario ····· 96
Table 12 Test Results Indicated in Damage Index M ····· 97
Table 13 Three Safety Diagnosis Assessment Variables Saved as Text File ····· 112
Table 14 Combustion Chamber Fault Example ····· 118
Table 15 Connection Rod Fault Example ····· 121
Table 16 Crank Axis Fault Example ····· 122
Table 17 Test-bed and Model Engine Specifications ····· 134
Table 18 Test-bed Specifications ····· 148
Table 19 Reduced Scale Model Specifications ····· 149
Table 20 Model Engine Specifications ····· 151
Table 21 Servo Motor Specifications ····· 152
Table 22 Accelerometer Specifications ····· 152

Table 23 ADXL203 Pin Function ····· 154
Table 24 Test-bed (KC-100) Specifications and Data ····· 156
Table 25 Reduced Scale Model Specifications ····· 157
Table 26 Reduced Scale Model Parts Item (1/2) ····· 159
Table 27 Reduced Scale Model Parts Item (2/2) ····· 160
Table 28 SD-COM5-RTC Pin Functions ····· 170
Table 29 Regulator Specifications ····· 171
Table 30 Transmitter Specifications ····· 171
Table 31 Battery Specifications ····· 172
Table 32 Motor Specifications ····· 172
Table 33 Servo Motor Specifications ····· 172
Table 34 Types and Characteristics of Fault Per Engine Part ····· 179
Table 35 Vibration Characteristic Frequency of Cloud Bearing (in case of fixed outer gear and rotating inner gear) ····· 181
Table 36 Time Zone Vibration Signal Analysis Results ····· 196
Table 37 Analysis Results of Characteristic Frequency Per Each Sortie ··· ····· 212
Table 38 Software Planning Process ····· 214
Table 39 Software Development Process ····· 215
Table 40 Software Verification Process ····· 216
Table 41 Comparison of Static Testing and Dynamic Testing ····· 217
Table 42 Validation and Verification ····· 218
Table 43 Software Form Management Process ····· 219
Table 44 Software Quality Assurance Process ····· 220
Table 45 Satisfaction of Flying Permit Related Regulation ····· 225
Table 46 Anticipated Power Usage of Power Supply Part ····· 232
Table 47 PIP Control Signal ····· 235

Table 48 IHUMS (Infrastructure Health & Usage Monitoring System) Function ····· 236
Table 49. CHUMS External Interface ····· 238
Table 50 1st Year R&D Progress ····· 248
Table 51 3rd Year R&D Progress ····· 249
Table 52 4th Year R&D Progress ····· 250
Table 53 5th Year R&D Progress ····· 251
Table 54 6th Year R&D Progress ····· 252
Table 55 R&D Goal Achievement ····· 253
Table 56 Interlinking Strategy of R&D Results to Related Fields ····· 255
Table 57 Comparison of Aircraft Accident Expenses per km of Unit Customer Per Country ····· 262

DIAGRAMS

Diagram 1 Comparison of Aircraft Accident Expenses Compared to GDP per Country ····· 8
Diagram 2 Comparison of Aircraft Accident Expenses per Unit km per Country ····· 8
Diagram 3 Past Aircraft Accident (1943~2004) Occurrence Trend ····· 10
Diagram 4 Composition of Realtime Safety Diagnosis System ····· 14
Diagram 5 HUMS Demand Market Analysis ····· 16
Diagram 6 HUMS Development Obtaining Specification Review Details 17
Diagram 7 Copy Authentication Progression System ····· 18
Diagram 8 Algorithm Technique Investigation for HUMS Development · 19
Diagram 9 HUMS Development Process Establishment ····· 20
Diagram 10 HUMS System Developed Products and their Functions ····· 21
Diagram 11 FBG, PZT Sensor Measuring Composition Strategy ····· 22
Diagram 12 Signal Platform Algorithm Testing Device ····· 22
Diagram 13 Environmental Test Overview ····· 23
Diagram 14 GSE Prototype Development ····· 23
Diagram 15 Manufacturing Process of Wing for Sensor Burial ····· 24
Diagram 16 Environmental Test Categories and Plan ····· 25
Diagram 17 Requirement Process and Design Process ····· 26
Diagram 18 Equipping Test Scenario Establishment ····· 26
Diagram 19 Flying Test Procedure Establishment and Performance of Test ····· 27
Diagram 20 Establishment of Safety Diagnosis Data Measuring Database ····· 28
Diagram 21 Realtime Safety Diagnosis System Equipped Final Prototype

····· 28
Diagram 22 Performance of Operation Test ····· 29
Diagram 23 Environmental Test (DO-160F) Performance History ····· 29
Diagram 24 Realtime Safety Diagnosis System Land Analysis Program 30
Diagram 25 Test-bed Main Wing Distribution Load Device ····· 31
Diagram 26 Jabiru-UL Main Wing Fixed Jig Design Plan ····· 31
Diagram 27 Test Composition for Measuring of Temperature Compensation Change Rate ····· 32
Diagram 28 Major Schedules for Realtime Safety Diagnosis System Development ····· 43
Diagram 29 Realtime Safety Diagnosis System(HUMS) Concept ····· 44
Diagram 30 Realtime Safety Diagnosis System Development Procedure 46
Diagram 31 Research Details for Each Stage of Realtime Safety Diagnosis System ····· 47
Diagram 32 Overall Research System for HUMS Development ····· 47
Diagram 33 3rd Year Progression Organization and Work ····· 48
Diagram 34 4th Year Progression Organization and Work ····· 49
Diagram 35 5th Year Progression Organization and Work ····· 50
Diagram 36 Equipping Test Detailed Plan Establishment ····· 51
Diagram 37 6th Year Progression Organization and Work ····· 51
Diagram 38 Realtime Safety Diagnosis Flying Test Plan and Procedure Establishment ····· 52
Diagram 39 Progress Results for Each Stage of Operation Test ····· 52
Diagram 40 Operation Test Weekly Report Forecast ····· 53
Diagram 41 HUM Factor Technology for Small Size Compound Material Aircraft ····· 54
Diagram 42 Low Cost Optical Measurement Equipment Compositional

Diagram ····· 55
Diagram 43 Structural Diagnosis System Requirement Analysis ····· 55
Diagram 44 HUMS Operational Concept for Small Size Aircraft ····· 56
Diagram 45 Hardware Composition of System for Structural Diagnosis for HUMS ····· 57
Diagram 46 Software Composition of System for Structural Diagnosis for HUMS ····· 59
Diagram 47 Existing Interrogator Composition ····· 60
Diagram 48 Low Cost Interrogator Composition ····· 60
Diagram 49 Low Cost Interrogator Wave Sweeping Method ····· 61
Diagram 50 Applied Low Cost interrogator Specifications ····· 62
Diagram 51 Conceptual Diagram of Algorithm Measuring Change Rate History of Main Wing Using Temperature Compensation · 63
Diagram 52 Algorithm Measuring Change Rate History of Main Wing Using Temperature Compensation ····· 63
Diagram 53 Measuring of Wing Distribution Load and Diagnosis Algorithm Conceptual Diagram ····· 65
Diagram 54 Measuring of Wing Distribution Load and Diagnosis Algorithm ····· 65
Diagram 55 Cracking and Rupture Measuring Algorithm Using Change Rate Distribution ····· 66
Diagram 56 Algorithm for Shock Event Detection ····· 67
Diagram 57 Jabiru-UL Main Wing Fixing Jig Design Plan ····· 68
Diagram 58 Test-bed Main Wing Distribution Load Device ····· 69
Diagram 59 FBG Sensor Installation Location of Jabiru-UL Performed Main Wing ····· 70
Diagram 60 FBG Sensor Installation Location of Jabiru-UL Performed

Main Wing Test-bed ····· 70
Diagram 61 FBG Sensor Peaks Measured with FBG Interrogator ····· 72
Diagram 62 FBG Sensor and Static Load Added Location Installed on Test-bed Main Wing ····· 73
Diagram 63 Main Wing Upper Part Change Rate Response ····· 74
Diagram 64 Main Wing Lower Part Change Rate Response ····· 74
Diagram 65 Main Wing Upper Part Change Rate Response ····· 74
Diagram 66 Main Wing Lower Part Change Rate Response ····· 75
Diagram 67 Test Composition for Measuring of Temperature Compensation Change Rate ····· 77
Diagram 68 Change in Central Wave of FBG Sensor Attached to the Surface ····· 78
Diagram 69 Change in Central Wave of FBG Sensor Attached to the Surface ····· 78
Diagram 70 Temperature Compensation Change Rate Measurement Results ····· 79
Diagram 71 Change in Central Wave During Jabiru-UL Performed Left Wing Flying ····· 82
Diagram 72 Change in Central Wave During Jabiru-UL Performed Left Wing/Right Wing Flying ····· 83
Diagram 73 Impedance Model of Piezoelectric Sensor and Structure ····· 86
Diagram 74 Automatic Parallel Bridge Method ····· 88
Diagram 75 Simple Analogue Part Arrangement Diagram of Agilent 4294A ····· 89
Diagram 76 I-V Method ····· 89
Diagram 77 Block Diagram for AD5933 ····· 90
Diagram 78 Block Diagram of EVAL_AD5933EBZ Being Customized

Board for AD5933 ····· 91
Diagram 79 Change in Impedance With Change in Structure ····· 92
Diagram 80 Structural Diagnosis Algorithm through Measuring of Impedance ····· 93
Diagram 81 Double Peak Processing ····· 94
Diagram 82 Appearance of Specimen Used in Test ····· 95
Diagram 83 Test Equipment Compositional Diagram ····· 95
Diagram 84 Impedance for 0 Hz ····· 96
Diagram 85 Impedance for 3.3 Hz ····· 96
Diagram 86 Impedance for 10 Hz ····· 97
Diagram 87 Location of Piezoelectric Sensor of Jabiru-UL Performed Main Wing Test-bed ····· 98
Diagram 88 Installation of Test-bed and Piezoelectric Sensor ····· 99
Diagram 89 Impedance Measuring Results Measured from Piezoelectric Sensor (1/3) ····· 100
Diagram 90 Impedance Measuring Results Measured from Piezoelectric Sensor (2/3) ····· 101
Diagram 91 Impedance Measuring Results Measured from Piezoelectric Sensor (3/3) ····· 102
Diagram 92 Number and Installation Locations of Piezoelectric Sensor 104
Diagram 93 Piezoelectric Sensor Installation Photograph ····· 104
Diagram 94 Piezoelectric Sensor Operation Test Results(1/4) ····· 106
Diagram 95 Piezoelectric Sensor Operation Test Results(2/4) ····· 107
Diagram 96 Piezoelectric Sensor Operation Test Results(3/4) ····· 108
Diagram 97 Piezoelectric Sensor Operation Test Results(4/4) ····· 109
Diagram 98 Test Composition for Algorithm Verification ····· 110
Diagram 99 Output Graph ····· 111

Diagram 100 Hazard Signal Alarm Output Screen ····· 111
Diagram 101 Appearance of Specimen ····· 113
Diagram 102 Results Measured Using Eval_AD5933EBZ ····· 114
Diagram 103 Results Measured Using Impedance Analyzer Agilent 4294A (1/2) ····· 114
Diagram 104 Results Measured Using Impedance Analyzer Agilent 4294A (2/2) ····· 115
Diagram 105 Measurement Results in Case of Normal Condition and of Unfastened Bolt ····· 115
Diagram 106 Austrian Aircraft Accident Analysis ····· 116
Diagram 107 Table of Structural Fault in Powertrain During January 2000-December 2005 ····· 117
Diagram 108 Changing Phenomenon Due to Local Heat on No.6 Piston of the Right Side Engine ····· 119
Diagram 109 Local Melting Phenomenon of Piston Cylinder Head ····· 120
Diagram 110 Two Ruptured 1/2 Inch Stud and Bolt ····· 120
Diagram 111 Damaged No.5 Connection Rod ····· 121
Diagram 112 Spreading of Fatigue on No.6 Connection Rod Cap ····· 123
Diagram 113 Damage to No.1 Connection Rod Big-end Bearing Insertion ····· 123
Diagram 114 Main Rupturing of No.4 Main Bearing/No.4 Connection Rod ····· 124
Diagram 115 Crank Axis Phase 2 Rupture, No.3 Main/No.3 Connection Rod Crank Web ····· 125
Diagram 116 Structural Fault Diagnosis of Aircraft ····· 126
Diagram 117 Model 3719 Bolt and Engine Force Sensor ····· 128
Diagram 118 Conceptual Diagram for Force Sensor Input/Output Validity

Review ····· 128
Diagram 119 Conceptual Diagram for Accelerometer Input/Output Validity Review ····· 129
Diagram 120 The Bandi Test Craft No.3 Engine Mount Part ····· 130
Diagram 121 General Control Surface Operating System ····· 131
Diagram 122 The Bandi Test Craft No.3 Leader Displacement Sensor Installation ····· 131
Diagram 123 Conceptual Diagram for Displacement Sensor Input/Output Validity Review ····· 132
Diagram 124 Vertical Cylinder Arrangement Engine Characteristics ····· 133
Diagram 125 Horizontal Cylinder Arrangement Engine Characteristics · 133
Diagram 126 Rotax 912 Engine (Left) and OS FF-320 Engine (Right) 134
Diagram 127 Wing Model Fixed by Supporter ····· 136
Diagram 128 Wing Model Equipped with aileron ····· 137
Diagram 129 Wing Model for Vibration Interpretation ····· 138
Diagram 130 Signal Platform Safety Diagnosis System Compositional Diagram ····· 149
Diagram 131 Main Sizes of Engine Supporter ····· 150
Diagram 132 Throttle, Needle Valve Composition ····· 151
Diagram 133 Servo Motor for Throttle Control and PWM Production Results ····· 155
Diagram 134 Installation of ADXL203 Sensor and Sensor Following ISO 10816-1 ····· 153
Diagram 135 ADXL203 Pin Composition ····· 153
Diagram 136 Continental IO-550 Sensor Installation Part Actual Appearance ····· 154
Diagram 137 RCP Equipment ····· 155

Diagram 138 Signal Platform Safety Diagnosis Software Compositional Diagram ····· 155
Diagram 139 Main Appearance and Sizes of KC-100 ····· 156
Diagram 140 Overall Appearance and Main Sizes of Model Plane ····· 157
Diagram 141 Appearance for Model Plane Manufacturing Drawing ····· 158
Diagram 142 Model Plane Belly Center Main Parts Appearance ····· 158
Diagram 143 Model Plane Belly Center Side Supporter Drawing ····· 158
Diagram 144 Control Surface Appearance Cross-section ····· 161
Diagram 145 Control Surface Appearance Limited Factor Model ····· 161
Diagram 146 Control Surface Appearance Vibration Mode and Displacement (1/3) ····· 162
Diagram 147 Control Surface Appearance Vibration Mode and Displacement (2/3) ····· 163
Diagram 148 Control Surface Appearance Vibration Mode and Displacement (3/3) ····· 164
Diagram 149 Optimal Sensor Location Calculation Process Using Valid Independent Method ····· 167
Diagram 150 Maximum Value Regarding Change in Number of Accelerometers ····· 167
Diagram 151 Optimal Location on Installation of 5 Accelerometers ····· 168
Diagram 152 Sensor Part Composition and Data Relocation ····· 169
Diagram 153 SD-COM5-RTC ····· 169
Diagram 154 Operation Part Overall Composition ····· 170
Diagram 155 Manufactured Model Craft Testing Device ····· 173
Diagram 156 Nall Report: Non-Commercial Fixed-Wing Aircraft, Mechanical Accidents ····· 177
Diagram 157 Capillary U-tube : Measuring Viscosity by Measuring Time

Taken for Flowing Down from Start Point to End Point due to Gravity to U-tube Having Particular Orifice ····· 183
Diagram 158 Rotary Viscometer ASTM D2983 : Measuring Viscosity from Torque Expanded in Rotating Spindle ····· 183
Diagram 159 Equivalent Circuit of TSM (Thickness shear mode) quarts resonator Using Piezoelectric Element ····· 183
Diagram 160 Sensor Output and Viscosity Relationship at 40℃ Using TSM quarts resonator ····· 184
Diagram 161 Relationship of Temperature and Viscosity Measured with Sensor ····· 185
Diagram 162 Realtime Monitoring Compositional Diagram ····· 185
Diagram 163 Normal Vibration Signal at Time Zone ····· 186
Diagram 164 Normal Vibration Signal at Frequency Zone ····· 186
Diagram 165 Producing Production Non-Parallel Fault Signal ····· 187
Diagram 166 Propeller Normal Status ····· 187
Diagram 167 Propeller Non-Parallel Phase 1 ····· 187
Diagram 168 Propeller Non-Parallel Phase 2 ····· 187
Diagram 169 Propeller Non-Parallel Phase 3 ····· 187
Diagram 170 Time Zone Propeller Non-Parallel Phase 1 ····· 188
Diagram 171 Frequency Zone Propeller Non-Parallel Phase 1 ····· 188
Diagram 172 Time Zone Propeller Non-Parallel Phase 2 ····· 189
Diagram 173 Frequency Zone Propeller Non-Parallel Phase 2 ····· 189
Diagram 174 Time Zone Propeller Non-Parallel Phase 3 ····· 190
Diagram 175 Frequency Zone Propeller Non-Parallel Phase 3 ····· 190
Diagram 176 Engine Cylinder Non-Combustion Fault Situation ····· 191
Diagram 177 Engine Cylinder Serial Number ····· 191
Diagram 178 Engine Cylinder Non-Combustion Fault Realization ····· 192

Diagram 179 Time Zone No.3 Cylinder Non-Combustion ····· 193
Diagram 180 Frequency Zone No.3 Cylinder Non-Combustion ····· 193
Diagram 181 Time Zone No.4 Cylinder Non-Combustion ····· 194
Diagram 182 Frequency Zone No.4 Cylinder Non-Combustion ····· 194
Diagram 183 Time Zone No.3&4 Cylinder Non-Combustion ····· 195
Diagram 184 Frequency Zone 3, No.4 Cylinder Non-Combustion ····· 195
Diagram 185 Removed Left Hinge (Description of Fault) ····· 197
Diagram 186 ANPSD at Normal and Fault Status (1590RPM) ····· 198
Diagram 187 Mean Value of ANPSD for Each RPM ····· 199
Diagram 188 Column 1 of Conversion Rows/Columns for Each RPM ·· 199
Diagram 189 Column 2 of Conversion Rows/Columns for Each RPM ·· 200
Diagram 190 Column 3 of Conversion Rows/Columns for Each RPM ·· 200
Diagram 191 Standardized ANPSD (Interpolation) ····· 201
Diagram 192 Column 1 of Conversion Rows/Columns (Interpolation) ···· 201
Diagram 193 Column 2 of Conversion Rows/Columns (Interpolation) ···· 202
Diagram 194 Column 3 of Conversion Rows/Columns (Interpolation) ···· 202
Diagram 195 PCA Results (1220RPM) ····· 203
Diagram 196 PCA Results (1290RPM) ····· 203
Diagram 197 PCA Results (1390RPM) ····· 203
Diagram 198 PCA Results (1490RPM) ····· 203
Diagram 199 PCA Results (1590RPM) ····· 203
Diagram 200 PCA Results (1220RPM) ····· 204
Diagram 201 PCA Results (1290RPM) ····· 204
Diagram 202 PCA Results (1390RPM) ····· 204
Diagram 203 PCA Results (1490RPM) ····· 204
Diagram 204 PCA Results (1590RPM) ····· 204
Diagram 205 PCA Results (1650RPM) ····· 204

Diagram 206 Calculating Detection Limit Value ····· 205
Diagram 207 Fault Detection Results(Normal) ····· 205
Diagram 208 Fault Detection Results ····· 205
Diagram 209 Fault Detection Results ····· 205
Diagram 210 Calculating Detection Limit Value ····· 206
Diagram 211 Fault Detection Results(Normal) ····· 206
Diagram 212 Fault Detection Results ····· 207
Diagram 213 Fault Detection Results ····· 207
Diagram 214 PCA Results (1290RPM) ····· 207
Diagram 215 PCA Results (1390RPM) ····· 208
Diagram 216 Fault Diagnosis Results (1290RPM, Left Side Fault (L), Right Side Fault (R)) ····· 208
Diagram 217 Fault Diagnosis Results(1390RPM, Left Side Fault(L), Right side Fault (R)) ····· 209
Diagram 218 Actual Data Characteristic Frequency Analysis Results (Sortie 11-2) ····· 210
Diagram 219 PCA Platform Engine and Control Surface Fault/Safety Diagnosis Algorithm Analysis Results (Sortie 11-2) ····· 211
Diagram 220 V-model ····· 213
Diagram 221 DO-178B Process Construction ····· 214
Diagram 222 Coverage Analysis Depending on Level ····· 218
Diagram 223 Appearance Control Life Cycle ····· 219
Diagram 224 Software Traceability ····· 220
Diagram 225 Realtime Safety Diagnosis System Test Assessment Procedure ····· 221
Diagram 226 Quantitative Function of c-HUMS Module ····· 222
Diagram 227 Environmental Test Organization and Work ····· 223

Diagram 228 c-HUMS Environmental Test Items and Schedule ····· 223
Diagram 229 Environmental Test (DO-160F) Performance Details ····· 224
Diagram 230 Schedule per Stage of Operation Test ····· 224
Diagram 231 Installed Equipment (c-HUMS) Test-bed Installation ····· 225
Diagram 232 Flying Permit Related Documentary Evidence ····· 226
Diagram 233 Test-bed의 Weight and Balance Performance Results ····· 227
Diagram 234 Operation Test Performance Method ····· 228
Diagram 235 Operation Test Equipment Installation ····· 228
Diagram 236 Test-bed Aircraft Landing and Take-off ····· 229
Diagram 237 i-HUMS Diagram ····· 230
Diagram 238 i-HUMS Equipment Interface ····· 231
Diagram 239 DAPU Compositional Diagram ····· 231
Diagram 240 DAPU Internal Composition ····· 232
Diagram 241 CQAR Internal Compositional Diagram ····· 232
Diagram 242 CQAR Structural Design ····· 234
Diagram 243 Front and Rear Panel ····· 234
Diagram 244 PIP System ····· 235
Diagram 245 i-HUMS Prototype(DAPU, CQAR, PIP) ····· 237
Diagram 246 c-HUMS External Interface ····· 237
Diagram 247 c-HUMS Diagram ····· 238
Diagram 248 c-HUMS Phase 1 Prototype ····· 239
Diagram 249 c-HUMS Phase 2 Prototype Compositional Diagram ····· 239
Diagram 250 Environmental Test (DO-160F) System Composition ····· 240
Diagram 251 V-model ····· 240
Diagram 252 c-HUMS Phase 2 Prototype ····· 241
Diagram 253 c-HUMS Phase 3 Prototype Device Compositional Diagram ····· 241

Diagram 254 c-HUMS Phase 3 Prototype Interface ····· 242
Diagram 255 Size and Weight per c-HUMS Prototype ····· 242
Diagram 256 Major Matter when Designing Installed Equipment ····· 243
Diagram 257 Final c-HUMS Detailed Specifications ····· 243
Diagram 258 Land Analysis Device Flying Data Acquisition and1Processing Procedure ····· 244
Diagram 259 GSE S/W Login GUI ····· 245
Diagram 260 Land Analysis Database Software ····· 245
Diagram 261 Land Analysis Client Software(1/2) ····· 246
Diagram 262 Land Analysis Client Software(2/2) ····· 247
Diagram 263 Network Centric Systems ····· 257
Diagram 264 Utilization per Technology Used in HUMS ····· 258
Diagram 265 Examples of Installation in Overseas Aircraft ····· 259

제 1 장 서론

제 1 절 연구개발 과제 개요

1. 연구개발 과제 최종 목표

가. 연구개발 최종 목표

본 사업의 연구개발 목표는 소형항공기 안전진단시스템 개발을 통해 소형항공기의 안전성을 증대시키는데 그 목적이 있다. 이를 위해 목표로 선정한 소형항공기의 안전성에 영향을 줄 수 있는 요인을 분석하여 진단부위의 선정 및 알고리즘 개발을 수행하고 센서의 선정 및 센서로부터 데이터를 획득할 수 있는 탑재장비의 개발과 획득된 데이터를 분석 및 알고리즘 적용 가능한 지상분석장비를 개발하고 운용시험을 통해 전체적인 HUMS의 개발프로세스를 정립하였다.

- 소형항공기용 실시간 안전진단 시스템(HUMS) 개발
- 소형항공기 취약부위 고장 진단 알고리즘을 개발
- 알고리즘 개발 및 적용을 위한 항공기 Test-bed 기반 비행 절차 수립 및 운용시험 수행

여기서 알고리즘 개발 및 적용을 위한 운용 시험은 Test-bed 항공기에 센서 및 HUMS 장비를 장착하여 안전성 시험 및 기본데이터 획득 시험을 수행하고 장시간의 비행 데이터 누적을 통한 알고리즘의 검증 및 보완 그리고 알고리즘 완선을 위한 CI(Critical Index) Value의 Level을 결정하는 범위 값 선정을 위한 시험을 말한다.

본 연구를 통해 항공기 사고를 미연에 방지할 수 있는 능동적 기술을 개발하여 항공기 및 운항의 안전성과 신뢰성을 향상시킬 수 있었으며 국내 선진 기술과 관련 인프라를 적극적으로 활용하여 연구개발 투자비용절감과 고부가 가치의 항공전자/사고예방 시스템의 국내 개발을 통한 상업화 성과를 이룰 수 있었다.

본 과제수행을 통한 항공사고 예방기술 개발을 통하여 국내 개발항공기의 안전성 향상으로 브랜드 가치를 제고하고 내수 및 해외시장 진출을 모색하여 국내 완제기 및 항공사고예방시스템의 산업 활성화를 도모하였으며 또한 국내 항공사고 예방기술의 자립도를 향상시키고 해외 기술협약 및 벤치마킹을 통하여 국제수준의 항공안전 기술개발을 달성할 수 있었다. 또한 본 사업은 고부가가치 항공 산업의 초석을 목표로 하여 최신기술 및 고 부가가치 기술을 적용하여 개발되었다. 이러한 기술들을 살펴보면 항공기에서 발생할 수 있는 이착륙 및 운항시의 하중 변형 및 변형률 이력 데이터를 확보하기 위해 광섬유 센서를 적용한 스트레인 및 온도측정 기술을 적용하였으며 국소적인 문제(볼트풀림, 크렉)를 진단, 예측하기 위한 압전 트렌스듀서를 이용하였다. 또한 기존에 설비진단 및 회전익 HUMS에서 사용하는 널리 알려진 가속도 센서기반 진단기술도 적용 적용하여 안전진단시스템을 소형항공기에 적용했을 뿐만 아니라 안전진단시스템의 기반기술을 확보함으로써 앞으로 있을 수 있는 다양한 플랫폼에 적용할 수 있도록 개발하였다.

본 과제에서 HUMS는 국내 고정익 소형항공기에 맞추어 개발하고 HUMS의 개발 프로세스를 수행함으로써 Test-bed 이외의 항공기에 적용 가능한 인프라를 구축하였다. 본 과제의 성과물을 토대로 현재 개발 진행 중인 무인기 및 항공기 개조사업에 본 시스템 적용이 확정되어 수입대체효과 및 국내개발 항공기 안전성향상이라는 성과를 이룰 수 있었으며 향후 경량항공기, 중형기 및 신규 개발 사업에 참여할 수 있도록 지속적인 확장을 수행할 계획이다.

2. 단계별 연구목표 및 내용

가. 단계별 연구목표 및 내용

표 1 1단계 연구목표 및 연구내용

단계	연도	연구목표	주요 연구내용
1단계	1차년도	▪ 안전진단기술 개념연구	▪ 개발환경 요구도 정의, 모니터링 요소수립, 하중이력예측방안 수립 ▪ 항공기 구조 건전성 모니터링에 관한 기술 수준 파악(광섬유센서) ▪ 항공기 진동 모니터링에 관한 기술 수준 파악(압전 트랜스듀서) ▪ 사례에 대한 연구동향조사, 분석 및 분류
		▪ 최적 고장검출기법 선정	▪ 항공기의 각 진단 부위의 고장 검출에 적합한 고장검출기법 선정
		▪ 선진외국사와 기술협의 ▪ Honeywell 시스템 적정성 평가	▪ 국내외 학회참석 ▪ 선진외국사와 기술협의 ▪ Honeywell HUMS 모델 분석
	2차년도 (과제 보류기간)	▪ HUMS 인증사례 검토	▪ DO-178B, Software Consideration in Airborne System and Equipment Certification 연구 및 소프트웨어 인증 프로세스 구축 검토
		▪ HUMS 활용안 검토	▪ BASA 인증기 옵션품목 적용 검토/HUMS 국외 활용에 대한 동향 분석 ▪ 국내소형항공기 및 무인기 적용에 대한 연구 ▪ HUMS 개발 시 소요되는 기술별 활용방안에 대한 연구 ▪ 국내/외 적용을 위한 소형, 경량 인증모델 연구 ▪ TSO 미해당 제품의 인증형태 조사

표 2 2단계 연구목표 및 연구내용

단계	연도	연구목표	주요 연구내용
2단계	3차년도	▪ 개념정의/기술위험도 축소 연구 ▪ 실시간안전진단기술 기본설계	▪ HUMS H/W 및 S/W 구성방안 수립 ▪ 항공기 피로 스펙트럼 해석기법 구성안 수립 ▪ 데이터의 취득 및 처리에 관한 알고리즘 개념 설계 (광섬유센서, 압전 트랜스듀서 이용)
		▪ 고장진단 기반 연구 ▪ 데이터베이스 구축 및 설정 기법연구/시뮬레이션 환경 구축 ▪ 국외 HUMS분석	▪ 항공기 진단부위의 동역학 해석 및 모델링 ▪ 항공기 진단부위의 동역학 해석 시뮬레이션 프로그램 개발 ▪ 개발 참조용 선진외국사 장비 도입 ▪ 엔진파라미터 안전진단 연구
		▪ 신호기반 고장검출 알고리즘 ▪ DO-178B 모사 인증 프로세스 수행	▪ 신호기반 고장검출 알고리즘 및 프로그램 개발/시뮬레이션 검증 ▪ 소프트웨어 표준개발 절차 계획수립
	4차년도	▪ 시스템 구성요소 최종분석 ▪ DO-178B 모사 인증 프로세스 수행	▪ 국내외의 고장진단기법 연구 및 최적 진단기법 선정 ▪ Honeywell HUMS의 분석을 통하여 국산화 HUMS에 적용 ▪ Software coding/Module Verification and Integration ▪ Software and Hardware Integration ▪ Software Functional Validation
		▪ 고장진단 알고리즘 개발 ▪ 안전진단 시뮬레이션 S/W 개발	▪ 고장의 종류, 강도, 위치 진단 알고리즘 개발 ▪ 시뮬레이션을 통한 고장진단 알고리즘의 검증
		▪ 실시간안전진단기술 상세설계 ▪ HUMS 데이터베이스 구축 ▪ H/W, S/W 통합기능 시험	▪ HUMS 구성요소 세부분석 및 시스템 상세설계 ▪ 광섬유 센서 및 압전트랜스듀서 취득 데이터 처리 S/W 개발 ▪ 구조물 피로 스펙트럼 예측 알고리즘 개발 ▪ Infra 구축용 HUMS(i-HUMS) 제작 ▪ 1차 상용 HUMS(c-HUMS) 제작
	5차년도	▪ 항공기용 HUMS 구성품 제작 ▪ 국산화 HUMS 데이터베이스 구축	▪ 2차 상용 HUMS(c-HUMS) 제작 ▪ 광섬유 센서 취득 데이터 처리 H/W 개발 진행 ▪ 진동 모델링용 압전트랜스듀서 취득 데이터 처리 H/W 개발
		▪ 모델기반 고장진단 알고리즘 ▪ DO-178B 모사 인증 프로세스 수행	▪ 모델을 기반으로한 센서 고장검출/진단 알고리즘 개발 ▪ 시뮬레이션을 통한 센서 고장진단 알고리즘의 검증 ▪ H/W, S/W 인증을 위한 기술 인프라 구축 ▪ Post development/ Testing (Dynamic Testing)
		▪ HUMS의 성능 및 환경시험 (장착성 시험)	▪ Test-bed 선정 및 장착성 시험을 통한 문제점 파악/보완 수행 ▪ 광섬유센서 시스템 및 압전 트랜스듀서 구성품의 데이터 취득 및 처리에 관한 지상시험 수행 ▪ 항공용 환경시험 기준인 DO-160F 수행

표 3 3단계 연구목표 및 연구내용

단계	연도	연구목표	주요 연구내용
3단계	6차년도	▪ 항공기용 HUMS 통합기능시험 ▪ Test-bed 운용시스템 구축	▪ 선정된 Test-bed에 HUMS 구성품 장착(센서 및 탑재장비) ▪ 개발된 H/W 및 S/W 통합기능시험 수행 ▪ 운용시험 데이터 DB(Data Base) 구축
		▪ 고장검출/진단 알고리즘 검증 ▪ 운용시험을 위한 지상 분석 소프트웨어 설정	▪ Generate Thresholds 최적 설정 ▪ Monitoring Configuration 최적 설정 ▪ 계측데이터를 이용한 알고리즘 보완 ▪ 데이터베이스 구축을 통한 지상 분석 소프트웨어 알고리즘 및 기능 보완
		▪ 운용 시험 실시 ▪ Test-bed 운용시스템 평가	▪ 운용시험을 위한 국내 항공사 선정 및 운용 시험 자문 기관 구성 ▪ 선정된 Test-bed에 적합한 HUMS 계획/시험/분석/평가 절차 수립

3. 연구개발 주요내용

① 실시간 안전진단 시스템 설계

- 실시간 안전진단 시스템의 요구도 분석
- 실시간 안전진단 시스템 프로세스 수립 및 수행
- 탑재/지상 및 알고리즘 설계 검토회의(SDR/PDR/CDR) 실시
- 알고리즘 검증을 위한 탑재 장비 시험 준비 검토회의(TRR) 실시
- 알고리즘 기준 데이터 획득 및 보완을 위한 초도비행 준비 검토회의(FFRR) 실시
- 알고리즘 개발/보완/반영을 위한 비행 데이터 획득 및 데이터베이스(DB) 화와 지상 분석 소프트웨어 개발

② 실시간 안전진단 시스템 알고리즘 개발

- 항공기 사고 발생 유형 분석 및 사고율 조사를 통한 안전진단 항목 선정
- 모형기 및 시편을 이용한 알고리즘 개발
- Test-bed 비행데이터를 통한 알고리즘 검증 및 보완

③ 실시간 안전진단 시스템 소프트웨어 모사 인증 수행

- 소프트웨어 모사인증 프로세스 계획 수립
- 소프트웨어 모사인증 절차 수행 및 산출물 제출
- 소프트웨어 탑재 및 시험 수행

④ 실시간 안전진단 시스템 검증 절차 수행

- HUMS의 시험 평가 단계 수립 및 수행
- HUMS에 적용될 DO-160F 시험 항목 도출 및 시험 장소 확보
- HUMS의 알고리즘 검증/보완을 위한 운용시험 수행

⑤ 실시간 안전진단 시스템 탑재/지상장비 개발

- 실시간 안전진단 시스템 요구도 만족 및 기술 인프라 구축용 탑재장

비(i-HUMS) 개발

- 운용성 및 상용화 장비인 통합형 탑재 장비(c-HUMS) 개발(1차/2차/3차)
- 비행 데이터의 데이터베이스 구축 및 알고리즘이 적용된 지상 분석 장비(GSE) 개발

제 2 절 연구개발 과제의 내용 및 범위

1. 연구개발의 필요성

가. 개요

1957년 항공기의 안전과 사고 분석을 위하여 미국에서 항공기에 대한 FDR(Flight Data Recorder)의 설치가 처음으로 법적으로 의무화 된 이후 항공사고의 예방 및 분석의 핵심 기술에 대한 본격적인 연구가 시작되었다. 각국 정부는 자국의 기술경쟁력 향상과 항공 산업의 우위를 선점하기 위하여 첨단기술 개발을 다각적으로 지원하여 많은 연구를 수행하였고 그 결과 항공 산업 및 항공사고예방 기술은 몇몇 항공선진국에서 독점적으로 선점하였다. 국내의 경우 항공안전기술 분야는 해외시설 및 장비 도입에 국한되었고 세계 항공시장에서 차지하고 있는 국제적 위상과 위치(세계 8위)에 비해 항공안전기술 분야에 대한 국가의 연구개발 투자는 미약하여 항공안전기술개발에 대한 국가적인 관심과 투자가 매우 필요한 상태이다.

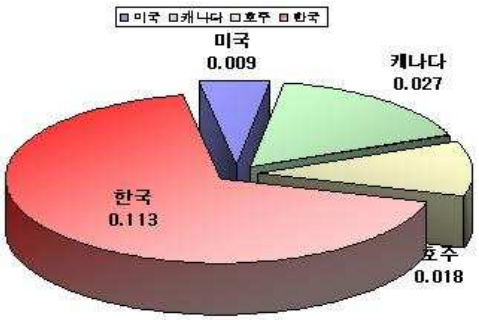


그림 1 국가별 GDP 대비 항공사고비용 비교

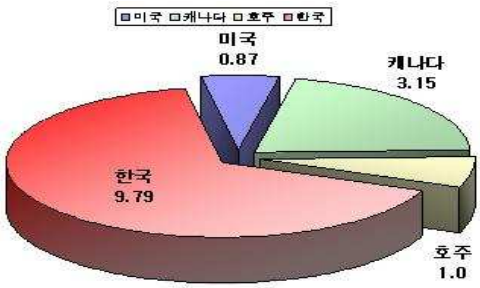


그림 2 국가별 단위km당 항공사고 비용 비교

(단위: 십 억, 각국 통화)

국가	미국	캐나다	호주	한국
항공사고비용	U.S. $ 0.791	C $ 0.261	AU $ 0.112	545.635
GDP	US. $ 9,256	C $ 985	AU $ 611	483.778
GDP 대비 사고비용 비율	0.009%	0.027%	0.018%	0.113%

(단위: 백만 원)

국가	미국	캐나다	호주	한국
백만 승객 km	1,044,868	65,313	75,742	55,711
항공사고비용 (백만원)	906,211	205,887	75,774	545,635
단위 승객 km당 항공사고비용	0.87	3.15	1.0	9.79

자료 : 항공안전기술개발사업단 사전타당성 조사 (2007)

항공사고는 특성상 사고가 발생하면 항공기 동체가 파손되고 항공기 탑승자가 사망(Fatalities)하는 등 물질 및 인명 피해규모가 매우 크다. 한국의 경우 도로 교통사고 1건당 평균 사망인원은 1.3명인 반면, 항공사고 1건당 평균 사망인원은 52명으로 도로 교통사고의 40배이다. 전 세계적으로 최근 10년간 다발엔진 항공기사고와 관련된 인명손실은 연평균 1300여명이고 전손사고는 연평균 40여건으로 전체 항공사고의 74%를 차지한다. 또한 국내 운송용 항공기의 경우 대부분 탑승인원 180-400명 규모의 대형기이기 때문에 항공사고가 발생하면 인명 손상 및 재산상의 피해규모가 크다. 항공기가 대형화, 고속화 계속 되면서 전 세계적으로 항공사고의 인명 및 재산상 피해규모도 증가하고 있다. 우리나라의 경우 1970년부터 2004년까지 항공기 사고는 총 84건으로 사망자 수는 988명이며, 총 피해금액은 7,542억 원이다. 국내 항공기 사고를 원인별로 분석해 보면, 조종과실로 인한 사고가 58건으로 70%, 정비 불량이 9건으로 11%를 차지하고 있으며, 기타원인으로 인한 사고가 16건으로 19%를 차지한다.

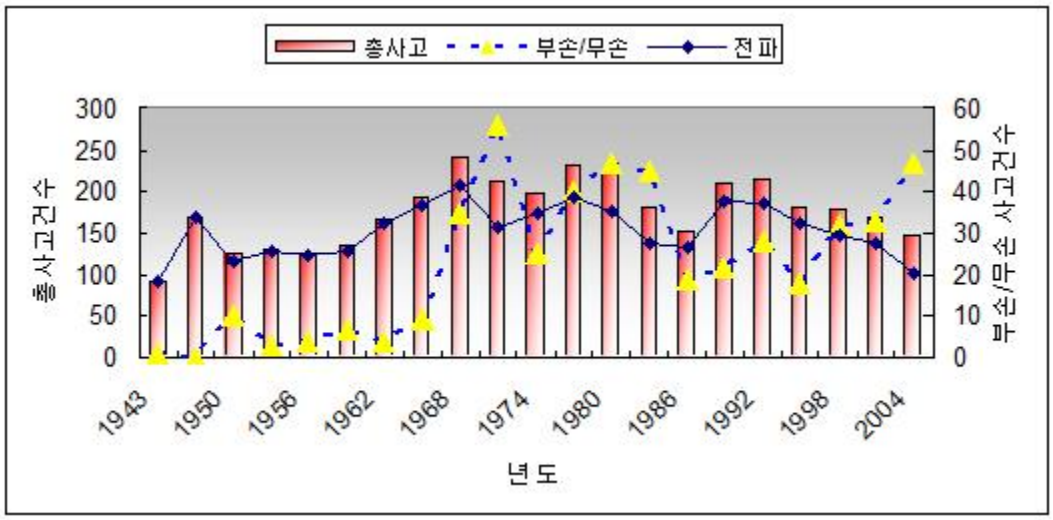


그림 3 과거 항공사고(1943~2004) 발생 추이

자료 : 항공안전기술개발사업단 사전타당성 조사 (2007)

항공선진국인 미국을 비롯하여 캐나다, 호주와 비교한 결과, 한국의 단위 승객 km 당 항공사고비용은 미국의 11배, 호주의 9.7배, 캐나다의 3배에 달한다. 따라서 세계 항공시장에서 차지하는 지위에 비해 항공사고 발생으로 인한 위험도가 매우 높은 편이므로 항공사고예방을 위한 핵심 기술을 국산화 시켜 항공선진화를 위한 시급한 대책이 요구된다.

나. 연구개발의 필요성

(1) 기술적 측면

국/내외적으로 경제수준이 높아짐에 따라 항공운송수단의 산업은 빠른 속도로 발전하고 있다. 그러나 항공수요가 증가함에 따라 비례적으로 항공사고도 증가하고 있다. 항공사고는 특성상 탑승자가 사망하는 등 피해규모가 큰 사고다. 그러므로 항공사고 예방기술의 적용을 통해 항공기 사고의 예방/진단을 통하여 결함이나 안전 상태를 진단하여 조종사 및 정비사에게 제공함으로써 항공기 결함으로 발생되는 사고를 미연에 방지할 뿐만 아니라 항공기 상태를 분석하여 예방정비를 가능하게 하여 항공기를 최적의 안전 상태로 유지할 수 있다. 또한 항공사고 예방기술은 항공기뿐만 아니라 자동차, 철도, 선박 및 군사용 에도 관련기술의 응용이 가능하므로 관련 분야의 기술개발 및 산업 활성화의 파급효과도 가지고 있다.

(가) 항공 산업기술

안전진단시스템은 항공기의 안전을 위한 부품으로써 항공기 제작기술과 함께 항공 산업의 핵심기술로 점차 그 중요도가 커지고 있으며 완제기의 독자개발 시 안전성 향상을 통한 기술경쟁력 향상을 위한 요소기술이다. 또한 항공기 상태의 상시 모니터링을 통해 항공기의 비 가동시간을 줄일 수 있고 이를 통해 유지보수비용을 획기적으로 절감할 수 있는 기술이다.

(나) 국가 전략기술

항공우주기술은 첨단기술로서 국가적인 보호아래 개발되고 있는 기술이며 선진국의 기술이전이 불가능한 기술이다. 특히 항공전자부분에서도 안전진단기술은 항공우주 기술중에도 새로운 기술로서 독자적인 기술개발을 통해 얻을 수 있는 이점이 많은 기술이라 할 수 있다. 또한 항공기의 안전성 향상을 통해 국내에서 개발하는 항공기 전체의 기술경쟁력 향상을 제고할 수 있는 주요기술이며 타 산업으로의 확장이 용이한 기술로서 국가 기술전략차원의 독자적인 기술 확보가 필수적이다.

(다) 사고분석기술의 기반기술

독자적인 항공사고 분석기술의 확보를 위해서는 그 기반기술인 항공기 운항정보 및 각종 센서계측 및 저장기술과 분석기술이 필요하며 안전진단기술의 요소기술의 개발을 통해 항공사고 분석기술의 기반을 구축할 수 있을 것으로 기대된다.

(2) 경제·산업적 측면

항공기의 사고방지 기술은 조종사 및 정비사의 불필요한 업무를 해소시킴으로써 효율적인 운항관리를 가능하게 하여 항공기 운용비용을 절감시킨다. 또한 예측하지 못한 결함을 통해 야기되는 비 주기적인 정비로 소모되는 비용을 항공기 진단기술을 통해 예측 가능함으로써 운용 유지비용을 줄을 수 있다. 또한 항공기 안전성 향상을 위한 기반기술의 확보로 항공기술 선진화와 항공물류 신뢰성 확보를 통한 항공운송산업 국가경쟁력을 확보할 수 있다. 안전한 항공교통에 대한 국/내외적 관심과 필요성으로 사고예방 기술 및 관련 시스템은 미래의 고부가가치 항공 산업분야로 위치를 차지하고 국내 개발되는 완제기의 기술 경쟁력을 강화할 수 있을 것으로 생각된다.

(가) 항공 산업의 활성화

소형항공기의 안전진단시스템 적용을 통한 안전성 향상은 레져, 수송 등에서 차지하는 소형항공기의 활용을 더욱 다양하게 확대할 수 있을 것으로 생각되며 기반기술 확보를 통해 항공기 구조감시시스템등 다양한 형태로 확대 적용할 수 있어 기체구조제작 및 항공기 완제기 사업 등에 활용하여 국내 항공산업의 경쟁력을 높일 수 있을 것으로 기대된다.

(나) 기술이전 및 활용 등 파급효과

데이터획득/처리, 데이터저장 등 고신뢰성 수집, 저장, 시현, 분석 기술은 건설, 토목, 철도, 자동차등의 안전, 방화, 보안 등 산업분야의 직접적인 기술 활용이 가능함은 물론 기계, 전자, 통신, 재료, 구조 등 첨단 기술 분야의 품질향상과 부가가치 향상 등 기술의 파급효과가 기대된다.

(다) 항공사고분석의 기반구축

항공사고 및 문제 발생 시 신속하고 공정한 원인의 규명을 위해서는 데이터의 보존성 및 신뢰성 있는 시스템을 통하여 원인을 유지·확보할 수 있는 기술이 필수적이다. 안전진단시스템의 요소기술을 활용하여 분석 기술의 기반구축이 가능할 것으로 판단된다.

(라) 항공사고 원인규명의 신뢰성 확보

안전진단시스템으로 획득된 요소기술을 활용하여 항공사고 및 문제 발생 시 공정하고 독자적인 책임소재 규명 기술을 확보하여 원인분석결과에 대한 신뢰성을 확보할 수 있을 것으로 기대된다.

(마) 항공사고 예방

본 과제를 통해 개발되는 안전진단시스템을 이용하여 항공기 운용 중 감시 및 진단을 수행함으로써 소형항공기의 사고를 예방할 수 있을 것으로 기대된다.

2. 연구개발의 내용 및 범위

가. 단계/연차별 연구개발 내용 및 범위

소형항공기 실시간안전진단(HUMS)시스템 연구 개발 과제는 총 3단계 6차년으로 계획되었으며 1단계(1차년/2차년), 2단계(3차년/4차년/5차년), 3단계(6차년)로 구분되어 진행하였다. 또한 시스템 엔지니어링 기법을 적용 적용하여 SRR, PDR, CDR, TRR, FFRR 수행을 통해 설계 검토 및 개발방향의 타당성을 검증하였다.

1단계에서는 항공기 안전진단 관련한 국내외 기술 동향을 조사하였고 국외 안전진단 장비의 조사 및 개발 장비의 요구 사양서를 산출하였다. 하지만 2차년도에 과제보류가 결정되었고, 과제의 지속을 위해 활용화 방안에 대해 조사를 수행하였다. 이를 통해 HUMS의 활용을 위해 기존에 개발된 인증기(TC)에 장착되기 위해서 부가형식증명(STC)을 획득해야 장비 장착이 가능함을 확인하였다. 이러한 문제점을 해결하기 위해 초기 적용목표로 삼았던 KC-100에 적용하기 위해 STC를 받기위한 사전 활동의 일환으로 탑재 장비의 인증을 위한 소프트웨어 모사인증(DO-178B)과 환경시험 인증(DO-160F) 수행 계획을 수립하였다. 또한 본 과제의 개발을 위해 2인승 경량항공기를 통해 과제의 개발목표를 달성 할 수 있도록 계획을 세워 추진하였으며 SRR개최를 통해 검증하였다.

2단계에서는 “고장진단 기반연구”, “고장진단/검출 알고리즘 개발”, “안전진단기술 상세설계”, “안전진단(HUMS)시스템 항공기 적용을 위한 인증방안 상세 연구”, “HUMS 데이터베이스 구축을 위한 알고리즘 적용 연구”, “항공기용 HUMS 구성품 제작”, “모델기반 고장진단 알고리즘 개발”, “HUMS의 성능 및 환경시험”, “항공기용 HUMS 통합기능시험”, “고장검출/진단 알고리즘 검증”, “탑재장비의 항공기 장착성 시험”을 목표로 하는 HUMS 시제품 개발과 요소 기술 확보를 수행했다. 이 과정에서 기본설계검토회의(PDR) 및 상세검토회의(CDR)의 수행을 통해 설계된 내용에 대한 검토 및 수정을 통해 설계 완성도를 높일 수 있었다.

3단계에서는 시험검토회의(TRR) 및 비행시험검토회의(FFRR)을 통해 시험/평가에 대한 항목과 절차를 검토하여 “고장진단/검출 알고리즘 개발 완료”, “항공기용

HUMS 최종 시제품 제작", "탑재장비의 항공기 운용 시험 수행", "계측 데이터 처리 데이터 베이스 구축"을 수행하였고, 고장진단/검출 알고리즘이 적용된 지상 분석 장비 소프트웨어(GSE S/W)를 개발 완료하였다.

본 과제를 수행함으로써 목표로 하는 실시간안전진단(HUMS)시스템 인프라 구축을 완료하였고 개발 프로세스 사이클을 수행 완료하였다.

나. 연구개발 내용 및 범위

(1) 1차년도 연구개발 내용 및 범위

(가) HUMS 사례 및 동향 조사

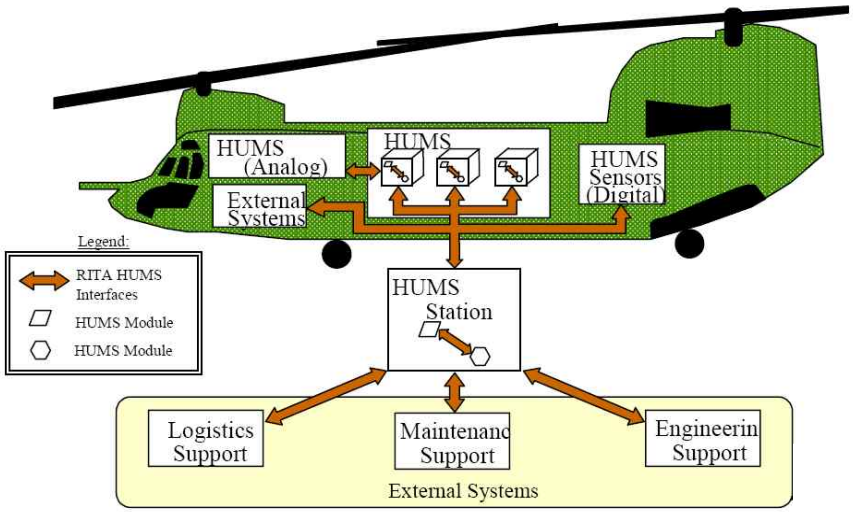


그림 4 실시간 안전진단 시스템의 구성

- HUMS Station은 항공기의 상태에 대한 데이터를 다운 받아 피로도 해석, 고장감지, 리포트 등 다양한 분석데이터를 제공한다.
- HUMS를 장착함으로써 얻을 수 있는 이점은 운영비의 축소, 활용성 향상, 안전성 증가 그리고 충격에 강한 데이터 기록을 가능하게 하는 것이다.
- HUMS의 역할은 진단, 예측, 조건 기반 유지, 적응제어로 이루어져 있다. 이하는 각 역할의 보다 자세한 내용이다.

① 진단 (Diagnostics)

- 고장의 근본적인 원인을 확인한다.
- 예를 들어 보잉사는 AHM(Airplane Health Management) 서비스를 제공한다. 이는 비행중인 항공기의 상태를 감시한다.
- AHM은 향상된 고장 전송과 고장 조정 그리고 수리 기록 데이타를 제공하기 위해 항공기의 중앙 유지/보수 컴퓨터와 항공일지로 부터 획득한 실시간 데이터를 다룬다.
- 적절한 진단 알고리즘의 사용은 유지/보수에 필요한 시간을 단축하고 항공기의 이용 가능성을 향상시킨다.

② 예측 (Prognostic)
- 현재와 과거의 데이터를 이용하여 항공기의 상태를 예측한다.
- 예측 과정은 현재의 시스템 상태와 과거의 경향을 평가하여 미래의 시스템 상태를 예측한다.
- 저장 장치는 임무 수행을 위한 장비와 구조적 피로 정보를 수집한다. 이 장치는 비행 후 제거 될 수 있다.
- 예측 과정의 목적은 유지/보수 시간을 단축하는 것이며, 문제를 해결하기에 적합한 정보를 획득하여 시스템의 문제가 발생하거나 심각해지는 것을 방지한다.

③ 조건 기반 유지 (Condition-based Maintenance)
- 비행시간 또는 최악의 시나리오를 이용하는 것이 아니라 항공기 구성품의 재료 상태에 기반한 유지/보수 기법
- 항공기 구성품의 재료 상태의 인식은 구성품의 실제 상태와는 무관한 미리 계획된 유지/보수 단계를 생략할 수 있다.
- 항공기의 내장형 센서는 항공기의 진동, 온도, 압력 그리고 그 밖의 변수들을 감시할 수 있게 한다. 엔지니어와 유지/보수팀은 센서를 통해 수집된 정보를 분석하여 구성품의 상태를 결정할 수 있다. 이는 불필요한 유지/보수와 정밀 조사 과정을 줄일 수 있다.

④ 적응제어 (Adaptive Control)

- 적응 제어는 치명적인 피해와 시스템의 오작동 중에도 불구하고 주어진 임무를 완수하는 수단을 제공한다.
- 적응 제어는 시스템의 오작동과 성능저하의 보고를 수행하며, 현재의 항공기 수행능력에 의해 변경된 새로운 임무를 달성하기 위한 새로운 계획을 수립한다.

- 이러한 HUMS 시스템을 장착함으로써 얻을 수 있는 이점은 항공기 이용 가능성(availability)의 향상, 신뢰성 향상, 안전성 향상, 보다 길어진 항공기 수명, 유지/보수 비용 절감 등 이다.

(2) 3차년도 연구개발 내용 및 범위

(가) HUMS 개발을 위한 설계 검토

① 국외 HUMS 장비 관련 조사

- GE와 Honeywell 회사의 HUMS 장비를 분석하여 계측 채널 항목과 안전진단 항목을 점검한다.
- HUMS 수요시장 분석 및 HUMS를 활용한 기대효과를 분석한다.

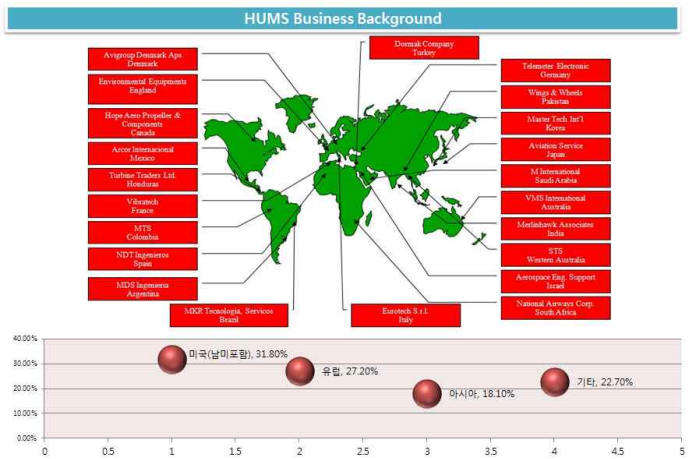


그림 5 HUMS 수요시장 분석

② HUMS 규격 도출

- FAA 및 JAA와 CAA, ARINC 등의 해외 항공 규격 및 항전 장비에 관

한 규격을 분석하여 TSO 품목이 아닌 HUMS 장비에 대한 개발 규격을 검토한다.

- 검토 항목에 대하여 항공 전자 장비인 데이터 저장 장치(CQAR)와 데이터 계측 장치(DAPU) 및 운용자 조정 장치(PIP) 규격을 도출한다.
- 정리된 내용을 이용하여 인프라 구축용인 i-HUMS(DAPU, CQAR, PIP)의 개발규격서를 도출하고, 이 중에서 본 과제에 중점을 맞춘 항목을 별도 도출하여 c-HUMS 개발 규격서를 완성한다.



그림 6 HUMS 개발 규격 도출 검토 내용

(나) DO-178B 모사 인증 수행

- HUMS의 소프트웨어 모사 인증을 위한 추진 체계를 구성한다.
- 모사인증 계획단계 프로세스를 수행한다.
- 3-3세부과제와의 협조를 통한 DO-178B의 모사인증 추진한다.
- 국외 교육을 통한 소프트웨어 모사인증 기술을 습득한다.



그림 7 모사인증 추진 체계

(다) HUMS 개발을 위한 안전진단 알고리즘 연구

- 구조 건전성 진단에 대한 기법 조사 및 연구
- 신호기반의 고장검출 기법 조사 및 검출 알고리즘 연구
- 시편 제작 계획 수립 및 시험 환경 구성

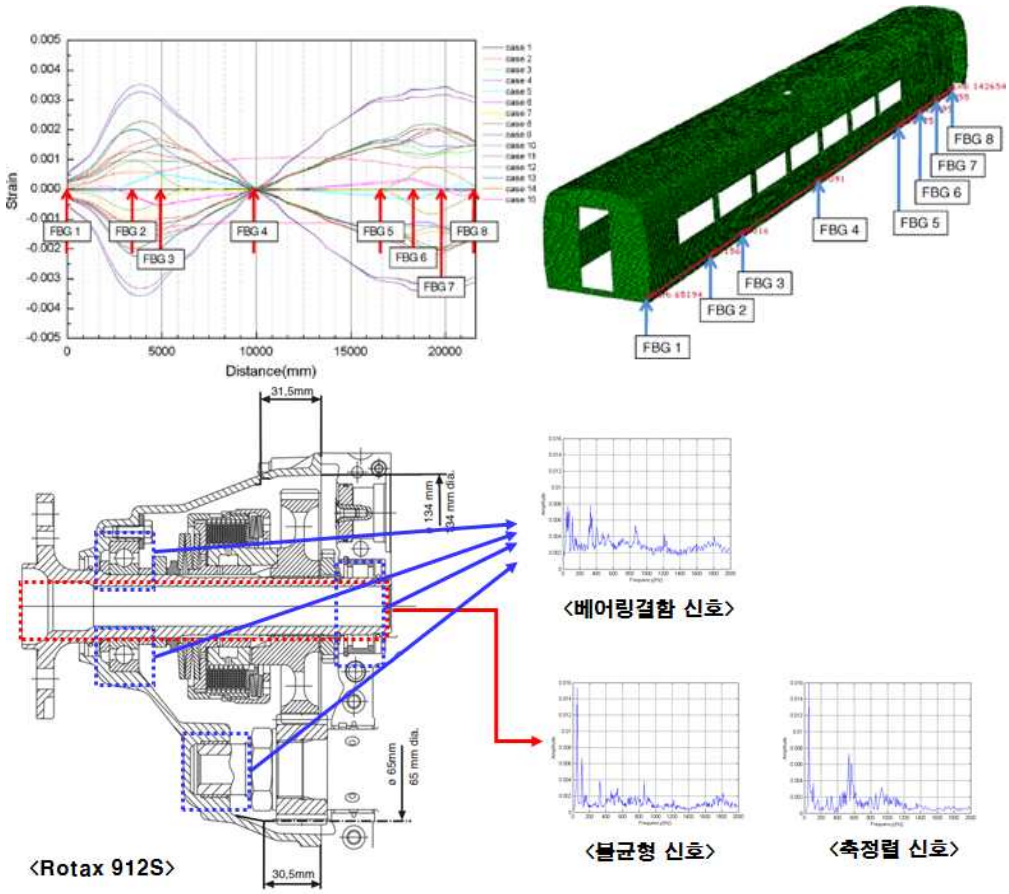


그림 8 HUMS 개발을 위한 알고리즘 기법 조사

(3) 4차년도 연구개발 내용 및 범위

(가) HUMS 개발을 위한 설계 검토

① HUMS 개발 체계 검토

- 알고리즘 개발에 필요한 Test-bed 선정 및 운용시험 환경 구성 검토.
- 항공기 탑재용 H/W를 개발하고 환경시험 수행 및 활용방안을 모색.
- i-HUMS 개발 및 기능/성능 검증 및 시험평가를 통한 c-HUMS 개발 계획을 수립.
- 신뢰성 있는 환경시험 수행을 위한 위탁기관(한국산업시험기술원, KTL) 선정 및 HUMS에 대한 DO-160F 환경시험 항목을 도출.
- 운용시험 구축 및 알고리즘 및 장비 개발을 위한 HUMS 개발 프로세스를 수립하고 수행.

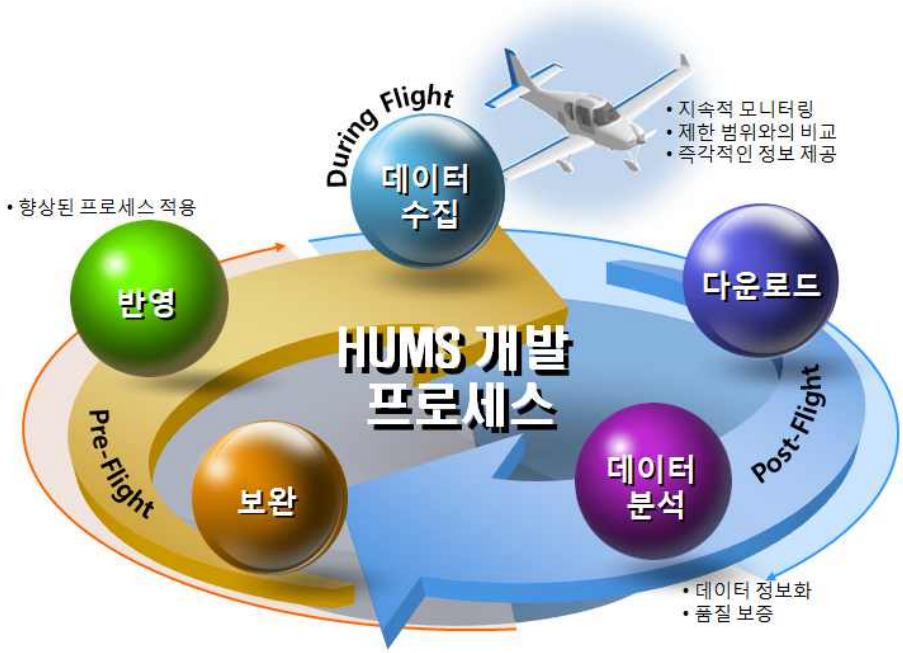


그림 9 HUMS 개발 프로세스 수립

② HUMS 시제품 개발

- 기본 설계 및 상세 설계를 통한 장비 설계 검증을 수행하고 장비를 제작하여 기능/성능 검증을 수행.
- 개발되는 시제품은 인프라용 HUMS인 DAPU(Data Acquisition Process Unit), CQAR(Card Quick Access Recorder), PIP(Pilot Interface Panel)와 상용화를 위한 인증 모델인 c-HUMS(Combined HUMS), 그리고 지상 장비인 GSE(Ground System Equipment)가 있다.
- c-HUMS는 상용화를 위해 HUMS의 저가 시장을 목표로 설계되었고 i-HUMS의 기능적 구성인 DAPU, CQAR, PIP를 하나의 장비로 일체하여 설계.
- c-HUMS는 인프라 구축용인 i-HUMS를 이용하여 기능/성능 검증을 마친 H/W와 S/W를 이용하여 설계 및 제작이 진행되고 항공용 환경시험 기준인 DO-160F를 수행.



그림 10 HUMS 시스템 개발품 및 기능

(나) DO-178B 모사 인증 수행

- 소프트웨어 모사인증 계획단계 프로세스를 수행.
- 계획단계 라이프사이클 데이터를 개발.
- 국외출장을 통해 FAA의 소프트웨어 인증 활동 및 절차를 파악.
- 계획단계 검토(SOI #1)을 수행.

(다) HUMS 개발을 위한 안전진단 알고리즘 연구

- Nall Report(AOPA Air Safety Foundation) 분석하여 소형항공기 (12,500pound 미만 고정익 항공기) 사고 사례를 분석하여 사고 발생 회수 및 치명적 사고 비율을 조사하여 안전진단 항목을 산출..
- 광센서 및 압전 센서 기반의 소형항공기의 변형률 및 하중 이력을 모니터링하여 안전진단을 실시.
- 알고리즘 개발을 위한 시편제작 진행 및 저가형 광학장비(Interrogator)를 및 다채널 임피던스 계측 보드를 개발하여 알고리즘 개발 환경 구축.

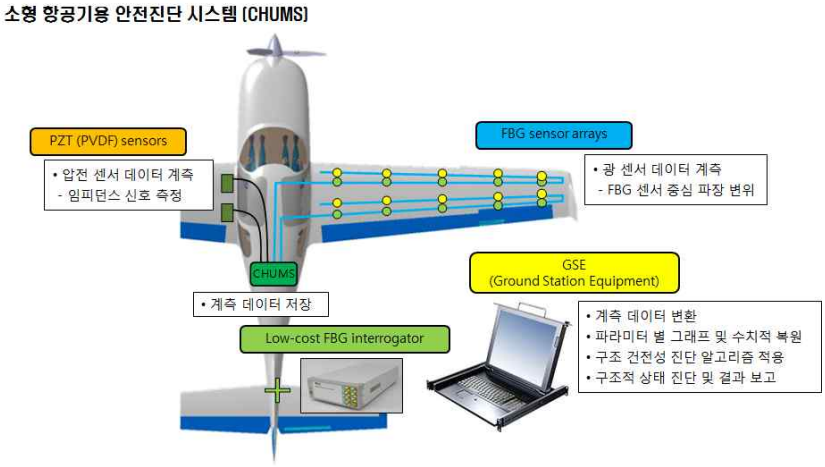


그림 11 FBG, PZT 센서 계측 구성 방안

- 고장 발생 시 가장 치명적인 부위인 엔진과 조종면을 안전진단 항목으로 선정.
- 시험 장치 개발 및 모형기 제작 등을 통하여 신호기반 알고리즘 개발 및 검증 .

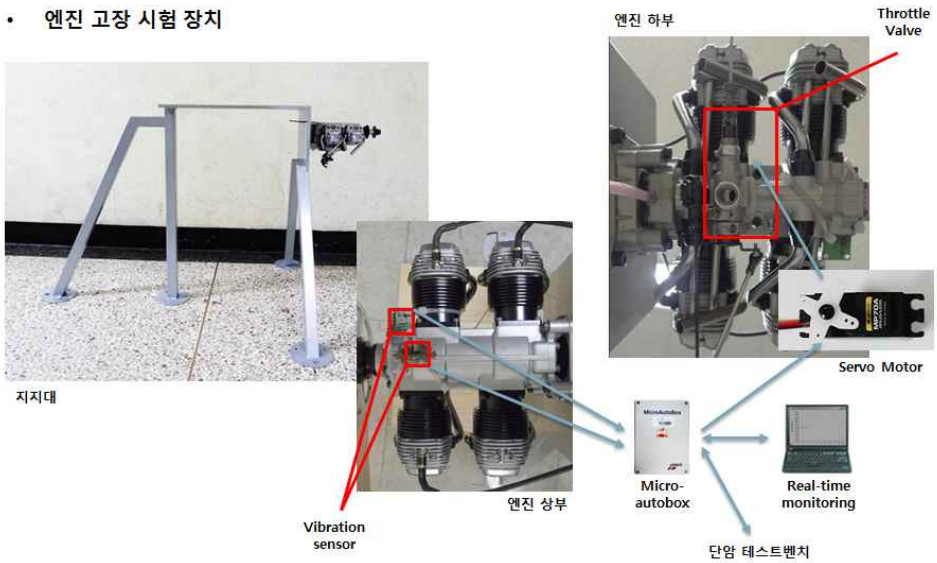


그림 12 신호기반 알고리즘 시험 장치

(4) 5차년도 연구개발 내용 및 범위

(가) HUMS 개발을 위한 설계 검토

① HUMS 개발 체계 검토

- Test-bed 선정과 설계 검토 회의의 Action Item 수행 요구사항 반영
- 시험 준비 검토 회의(TRR) 실시
- 소형항공기 장착성 및 운용시험 계획 수립
- c-HUMS 개발 시제 2조를 이용한 DO-160F 환경시험 수행 계획
- 장착성 시험을 통한 데이터 계측 및 알고리즘 보완
- DO-178B 소프트웨어 모사인증 수행 완료

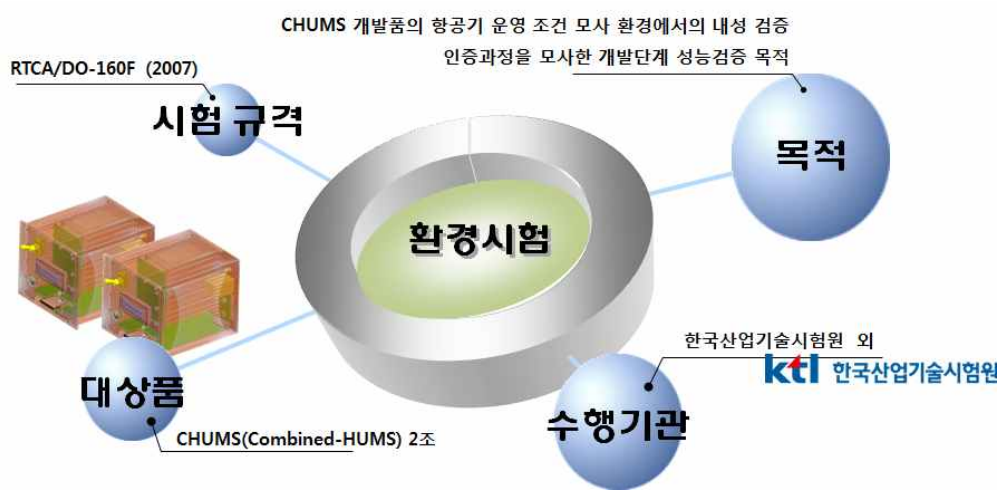


그림 13 환경시험 개요

② HUMS 시제품 제작

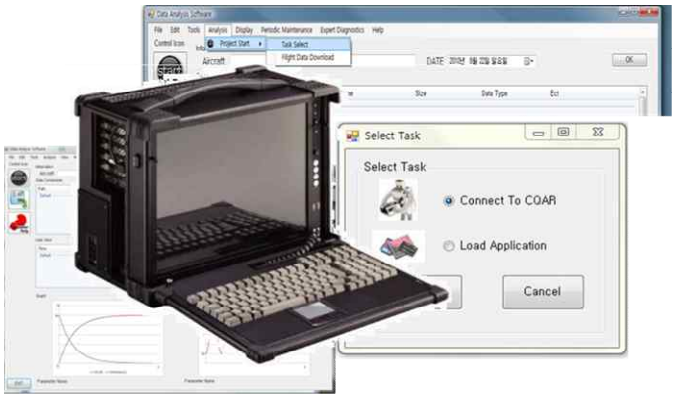


그림 14 GSE 시제품 개발

- 탑재 장비인 c-HUMS 2차 시제품 제작
- 지상 장비인 GSE 시제품 제작
- 지상 분석 알고리즘 및 데이터 후처리 용 GSW S/W 개발

③ 장착성 시험 및 운용 시험 환경 구축



그림 15 센서 매립용 날개제작 과정

- 본 연구 단계에서는 2단계에서 수행할 장착성 시험과 3단계에서 수행할 운용 시험을 위한 Test-bed 선정완료.
- 국내 항공법 상 FAR-23급의 소형항공기의 경우 시험 절차 및 운용이 까다로운 반면 경량항공기의 경우 제작사의 개조 승인만으로 시험 구성이 가능한 장점이 있다.
- 따라서 경량항공기이고 복합재 구조를 갖는 Jaibiru 제품의 Jabiru-UL을 선정하였고, 복합재 구조상 센서를 매립하기 위하여 조립 단계에서 센서를 부착하는 절차를 수행완료.
- 센서 매립 날개 및 탑재 장비의 장착성 시험이 진행되고, 장착성 시험 시 RPM 시나리오 시험, RPM 가속 시험, 저속 직선 주행, 저속 선회 주행, 급가속 급 감속 시험을 실시.

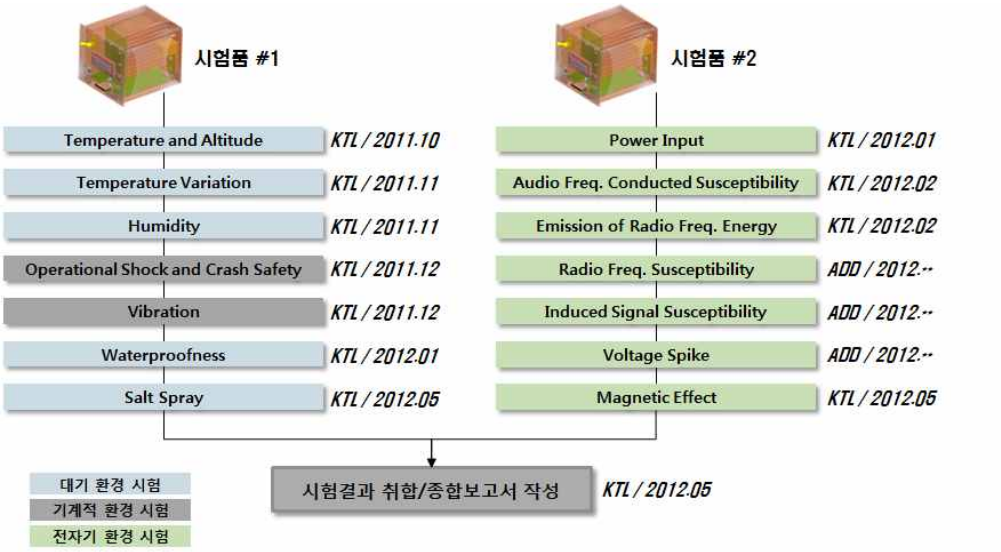


그림 16 환경시험 항목 및 수행 계획

- 탑재장비인 c-HUMS의 환경시험 수행완료.
- 환경시험 총괄은 위탁연구기관인 한국 산업기술시험원(KTL)에서 수행되고, 개별 시험 항목에 대해서는 한국 산업기술시험원 등에서 수행완료.

(나) DO-178B 모사 인증 수행

- 소프트웨어 요구조건 프로세스 수행
- 소프트웨어 설계 프로세스 수행
- 소프트웨어 코딩 프로세스 수행
- 소프트웨어 통합 프로세스 수행
- 소프트웨어 검증 프로세스 수행
- 소프트웨어 인증협력 프로세스 수행
- 개발단계 검토 (SOI#2) 수행
- 검증단계 검토 (SOI#3) 수행
- 최종단계 검토 (SOI#4) 수행

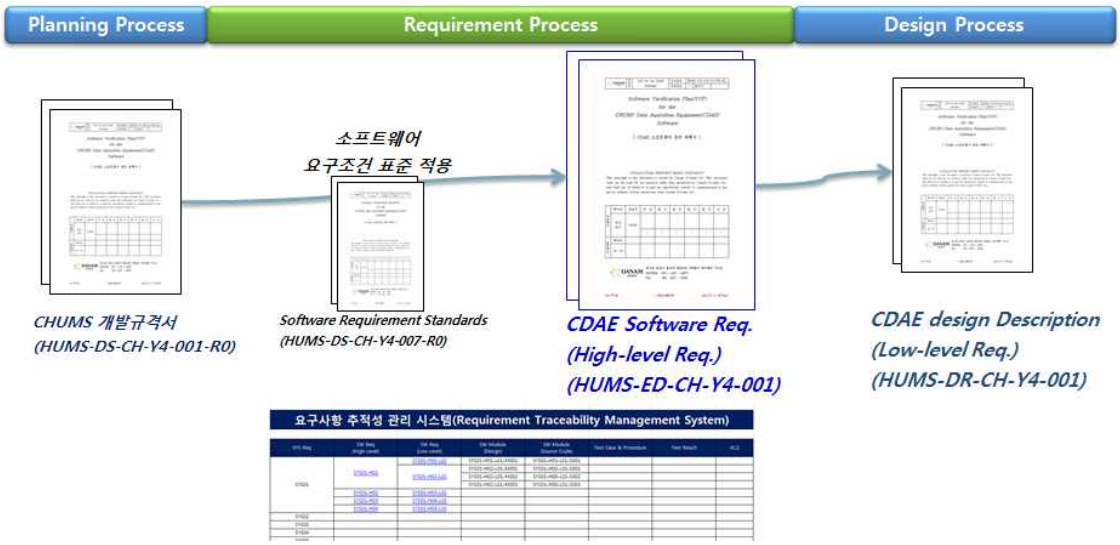


그림 17 요구조건 프로세스 및 설계 프로세스

(다) HUMS 개발을 위한 안전진단 알고리즘 연구

- 3차년도와 4차년도에 선정된 안전진단 항목에 대한 알고리즘 개발 진행
- 시편 제작 및 모형기 제작을 통한 실험 환경 구성
- 알고리즘 개발을 위한 저가형 광학계측 장치 개발 및 다채널 임피던스 측정 보드 개발 완료
- 시편과 실기 시험을 통한 데이터 상사성 확인 및 알고리즘 보완

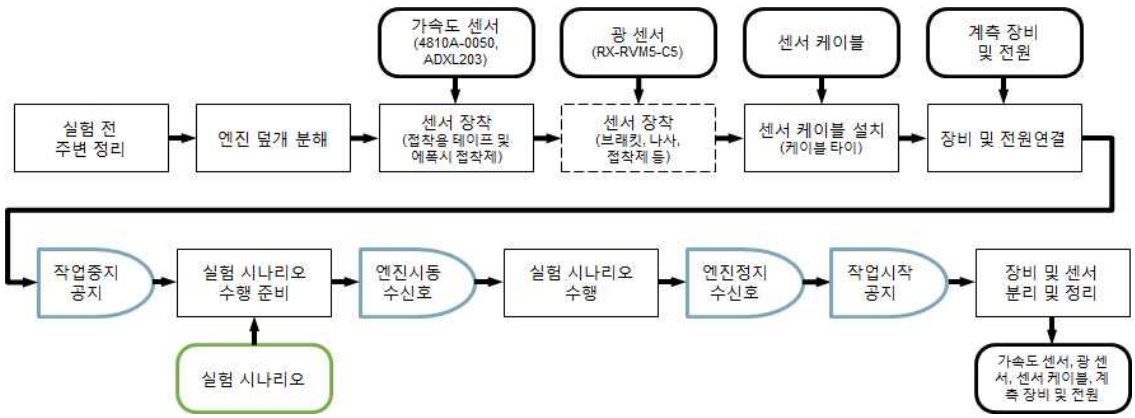


그림 18 장착성 시험 시나리오 수립

(5) 6차년도 연구개발 내용 및 범위

(가) HUMS 개발 및 프로세스 수행

① HUMS 개발 체계 수행

- 운용 시험을 위한 초도비행 검토회의(FFRR) 수행 및 Action Item 보완 완료 후 시험 진행
- 단계별 비행시험 계획 수립 및 절차에 의한 비행 시험 진행
- 본 운용시험은 광계측장치와 실기 날개에 직접 광센서를 매립하고 비행 시험을 수행한 국내 첫 사례



그림 19 비행 시험 절차 수립 및 시험 진행

- 안전진단 계측 데이터 데이터베이스 구축 절차 수립 및 진행
- 항공기 비행 상태 정보 누적 및 알고리즘을 통한 안전/고장 진단 수행

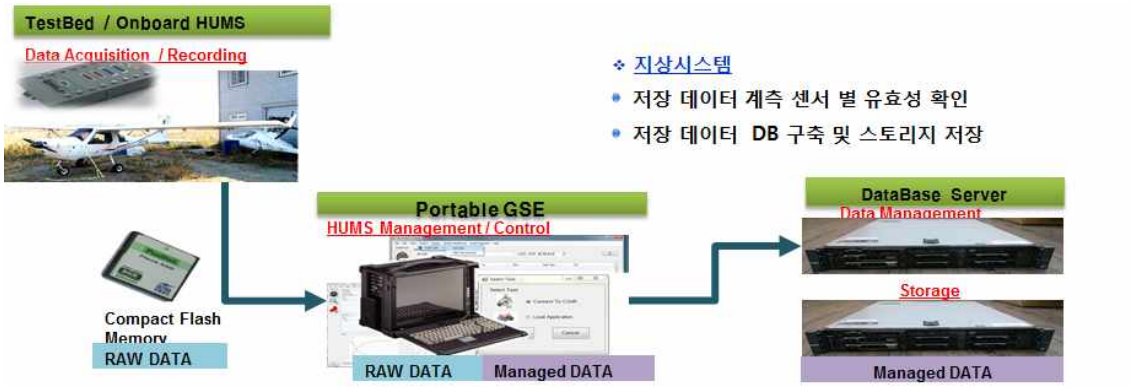


그림 20 안전진단 계측 데이터 데이터베이스 구축

② HUMS 시제품 제작

- 실시간 안전진단 시스템 최종 시제품 제작(3차시제)
- 지상분석 장비(GSE) 및 분석 소프트웨어 개발 완료



Physical	
Dimensions	120 W * 114 H * 184 L (mm)
Weight	2.54Kg
Power Requirement	10 to 36 VDC
Environmental	DO-160F
Software	DO-178B Level D
Functional	
Accelerometer	3-axis * 2EA, 1-axis * 2EA
PZT	10CH
Ethernet	10/100 UDP or TCP/IP
GPS Receiver	Up to 2Hz
Recording Capacity	Up to 16GByte
PCM OUT	NRZ-L
Interface	RS-232(AHRS)
RPM Input	TTL
RTD(Temp.)	2CH(PT100)
UI	POWER SWITCH EVENT PUCH BUTTON SWITCH VFD DISPLAY

그림 21 실시간 안전진단 시스템 탑재 최종 시제품

③ 운용시험 및 환경 시험 수행



그림 22 운용시험 수행

- 항공기 기반(Test-bed, Jabiru-UL) 운용시험 4단계 계획 수립
- 1단계, Test-bed 장착 센서 및 항공기 운행 안전성 시험 수행
- 2단계, 안전진단 획득 데이터 유효성 시험 수행
- 3단계, 기준데이터 획득 시험 수행
- 4단계, 데이터 누적 시험 수행

시험항목/규격	시험결과 (Pass/Fail/예정)
Temperature and Altitude 온도/고도 시험 RTCA DO-160F Sec 4	Pass
Temperature Variation 온도변동 시험 RTCA DO-160F Sec 5	Pass
Humidity 습도 시험 RTCA DO-160F Sec 6	Pass
Operational Shocks and Crash Safety 운용 충격 및 충돌 안전 시험 RTCA DO-160F Sec 7	Pass
Vibration 진동 시험 RTCA DO-160F Sec 8	Pass
Waterproofness 방수 시험 RTCA DO-160F Sec 10	Pass
Salt Spray 염수분무 시험 RTCA DO-160F Sec 14	Pass

시험항목/규격	시험결과 (Pass/Fail/예정)
Magnetic Effect 자기영향 시험 RTCA DO-160F Sec 15	Pass
Power Input 전원입력 시험 RTCA DO-160F Sec 16	Pass
Voltage Spike 전압스파이크 시험 RTCA DO-160F Sec 17	Pass
Audio Frequency Conducted Susceptibility 오디오주파수 전도 민감성 시험 RTCA DO-160F Sec 18	Pass
Induced Signal Susceptibility 유도신호 민감성 시험 RTCA DO-160F Sec 19	Pass
Radio Frequency Susceptibility (Radiated and Conducted) 라디오주파수 민감성(방사/전도) 시험 RTCA DO-160F Sec 20	Pass
Emission of Radio Frequency Energy 라디오주파수 에너지 방출 시험 RTCA DO-160F Sec 21	Pass
Electrostatic Discharge 정전기 방전 시험 RTCA DO-160F Sec 25	Pass

그림 23 환경 시험(DO-160F) 수행 내역

- HUMS 3차시제품 환경시험 수행 완료
- 위탁기관인 한국산업기술시험(KTL)에서 수행하며, 한국기자재 연구원 및 산하 시험기관을 통해 DO-160F 환경 시험을 수행하였고, 시험결과 모든 항목에서 접합 판정을 받음

④ 지상분석 장비 소프트웨어 개발

- 실시간 안전진단 시스템 탑재장비에 기록된 비행데이터를 데이터베이스에서 분류 및 기록 하는 소프트웨어 개발
- 데이터베이스에 기록된 데이터를 분석하여 고장/안전 진단 결과를 출력하는 분석 프로그램 개발

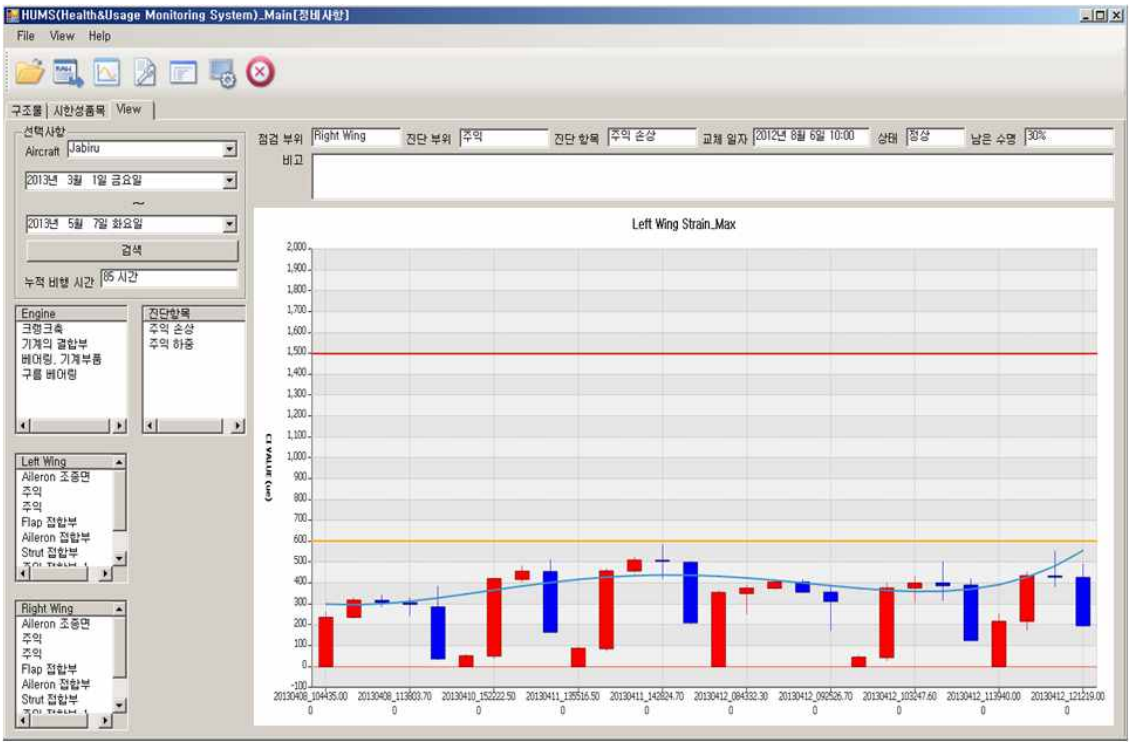


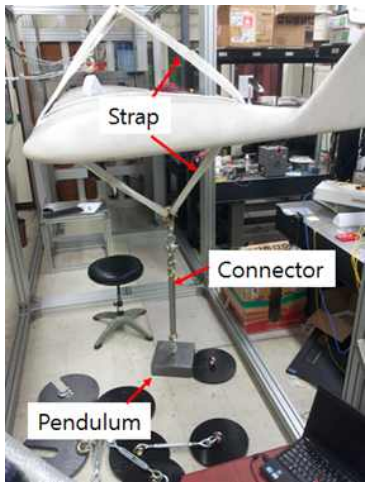
그림 24 실시간 안전진단 시스템 지상 분석 프로그램

(나) HUMS 개발을 위한 안전진단 알고리즘 연구

① 고장/안전진단 알고리즘 검증 수행



(a) 분포하중장치



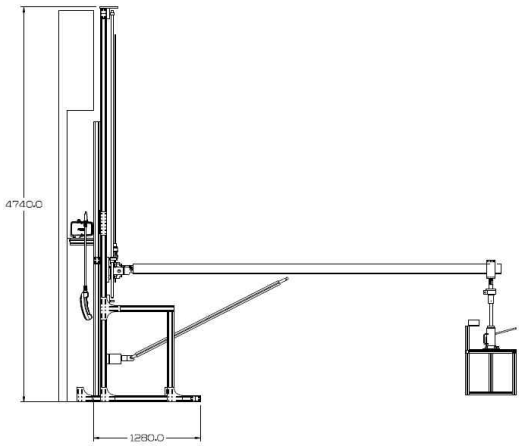
(b) 하중장치 구성

그림 25 Test-bed 주익 분포 하중 장치

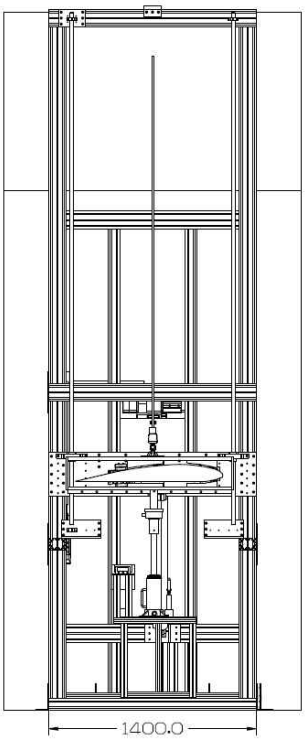
- Test-bed와 동일한 주익 구조물을 이용한 검증 수행
- 주익 고정 지그 제작 및 주익 분포 하중 장치 설치
- 정규 하중을 이용한 기준 데이터 획득



(a) 상면도



(b) 정면도



(c) 측면도

그림 26 Jabiru-UL 주익 고정 지그 설계도

② Test-bed 실기를 이용한 기준데이터 획득

- Test-bed(Jabiru-UL)을 이용한 실기 비행 데이터 획득
- 고도별/속도별/상승/하강/선회 비행 상태별 기준 데이터 획득
- 이륙/착륙 등 특정 환경 알고리즘 제외 규정 수립
- 총 74 Sortie의 장시간 비행 데이터 확보
- 고장/안전진단 알고리즘 보완 및 검증 활용

③ 손상 데이터 확보 실험

- 모형 및 구조 날개를 이용한 손상 실험 수행
- 시편을 이용한 파손 실험 수행
- 시편을 이용한 볼트 풀림 및 주익-동체 연결부 안전진단 실험 수행
- 모형기를 이용한 축 불균형 및 엔진 불연소 고장 실험 수행

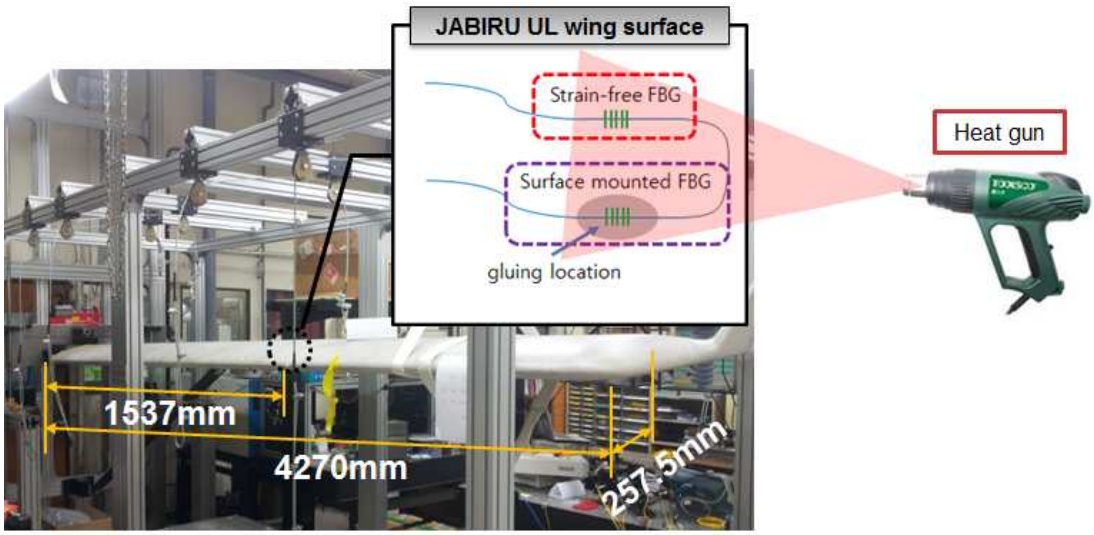


그림 27 온도보상 변형률 측정을 위한 실험 구성

제 2 장 국내외 기술개발 현황

제 1 절 국내 기술개발 현황

1. 국내 현황

국내 항공산업은 군수 사업위주로 발전 성장하였다. 현재까지도 많은 부분이 군 관련 사업으로 연구되고 있다. 주관기관으로는 항공우주연구원, 국방과학연구소 등이며 국산화 개발을 높이고자 관련 연구소에서는 힘을 쏟고 있다. 그러나 그러한 연구개발 노력에도 불구하고 해외기술도입 생산방식에 대한 의존도가 높은 국내 항공산업의 구조로 인해 항공사고예방기술 관련 장치 및 장비개발은 전무한 실정이다.

2. 국내 기술개발 수준

국내에서는 최근에 이르러서야 항공사고 예방기술 중 하나인 헬기용 안전진단 시스템에 관심을 갖기 시작하였으며, 주로 정부가 지원하며 KAI, 대한항공, 대학 연구소 등에서 연구가 진행되고 있다. 하지만 이와 같은 국내 기술은 선진외국사 장비를 도입하여 시스템 통합하는 수준으로 개발되고 있다. 따라서 국외기술의 의존도가 높아 국내에서 독자적 항공기 적용이 불가능한 실정이다. 기술개발 없이 장비도입 및 시스템통합 특성상 선진외국사에 의존할 수밖에 없는 현실 때문이다. 또한 국내 항공사고예방기술은 국외 기술과 큰 차이가 있어 정부의 지속적인 지원을 통한 기술 개발이 필요할 것으로 판단된다.

국내에서는 복합재료 실 구조물에 대하여 광섬유 센서를 적용에 대한 관심이 높아지고 있다. 광섬유 센서를 이용하여 다리나 열차 레일과 같은 토목 구조 등에 field experiment 수준의 연구는 진행이 되고 있으며, 나날이 늘어가는 복합재료 구조물과 실제 복합재 구조물의 구조 건전성 진단 기술에 관한 연구 및 기술을 보유한 연구소 및 학계도 점차 늘어나고 있다.

한편, 본 과제에 참여한 대학 연구실은 국내에서 가장 오랜 기간에 걸쳐 다양한 복합재 구조물의 구조 안전성 실시간 모니터링을 위하여 간섭형 광섬유 센서 제작 및 시스템의 구성, 신호처리 및 실시간 파손신호 분석 같은 기초 기술 확보는 물론, 실제 구조물에의 적용을 위한 광섬유 센서의 ingress/egress 기술을 이미 확보

하고 있다. 또한 자체 연구를 통하여 다점 측정 능력이 뛰어난 FBG 센서의 제작 기술과 센서 신호 처리 기술을 가지고 있기 때문에 본 연구실에서 확보하고 있는 기술 수준은 관련 기술의 연구가 활발히 진행되고 있는 일본 및 미국의 일부 그룹들과 근소한 격차를 가지고 있다고 판단된다. 하지만 외국에서는 복합재 연료 탱크, 잠수함, 소형 항공기 등에 광섬유 센서를 실제로 적용하는 단계에 있기 때문에 실제로 기술 격차를 줄이기 위해서는 좀 더 활발한 연구가 필요한 상태이다.

3. 항공 안전 기술 분야 특허 현황

항공 안전 기술 분야의 특허는 한국, 일본 및 미국에서 전반적으로 모두 완만한 성장세를 나타내고 있으며, 특히 미국, 일본, 유럽은 1980년대 후반~1990년대 초반에 1차 성장기를 거쳐, 1990년대 후반~2000년대 초반에 2차 성장기를 거쳐 전체적으로 증가세를 나타내고 있으며, 한국은 후발주자로서 1990년대 후반부터 2000년대 중반까지 꾸준한 성장세를 보이고 있다.

제 2 절 국외 기술 및 산업 동향

1. 국외 현황

최근 들어 항공사들은 향상된 기능적 이용가능성, 비용 절감, 길어진 운항 시간 그리고 시스템의 복잡도 증가로 인해 IVHM(Integrated Vehicle Health Management) 시스템에 관심을 갖게 되었다. 이에 발맞춰 보잉사를 비롯한 항공기 제작사들은 항공사들의 요구를 충족시킬 수 있는 솔루션을 개발하여 상용화하는데 성공하였으며, 근래 제작된 대형 민항기나 군용기에는 장착되어 제 역할을 충분히 발휘하고 있다.

보잉사의 IVHM 솔루션은 팬텀웍스(Phantom Works)보잉사의 연구개발 조직에 의해 제안되었다. IVHM(Integrated Vehicle Health Management)은 현재 보잉사에서 제작되고 있는 다수의 항공기에 장착되어 있다. 이 시스템은 보잉사를 제외한 항공기 제작 회사에서도 채택하고 있다.

보잉사는 민간 항공기를 이용하는 고객을 위해서 AHM(Airplane Health Management)을 통해 비행 중인 항공기의 상태를 모니터링하고 고장 예측이 가능한 유지/보수 시스템 서비스를 제공하고 있다. 또한, 군용기를 위해서도 다음과 같

은 시스템을 제공하고 있다. F-15, T-38, C-130에는 IMIS(Integrated maintenance Information System)이 적용되었으며, F/A-18에는 Automated Maintenance Environment이 적용되어 있다.

항공기 사고예방에 필수적인 안전진단시스템은 항공기에 장착되어있는 비행 기록장치(Flight Recorders)와 함께 항공사고 예방에 중요한 시스템이다. 본 과제를 통하여 개발 되고 습득되는 기술은 사고조사 및 사고예방에 있어서 매우 유용한 자료를 제공할 것으로 판단된다. 주요 자료원은 법적으로 반드시 설치해야 하는 이른바 블랙박스인 비행기록장치를 비롯하여, 항공기 QAR(Quick Access Recorder) 데이터기록장치, 그리고 지상의 항공교통관제(ATC) 레이더 수신 및 무선통신 기록장치 등이 있다. 이 외에도 항공기 시스템의 내부 기억장치 및 항공사의 운항통신 기록장치와 같은 기록 장비들도 사고조사 및 방지에 있어서 중요한 정보 제공의 역할을 한다. 이들 장치들은 비휘발성 메모리칩(Nonvolatile Memory Chip)에서부터 첨단 솔리드스테이트 비행기록장치(Solid State Flight Recorder)에 이르기까지 다양하다. 법정 의무 비행 기록장치를 제외하고는, 이들 데이터 수집 및 기록장치들은 주로 정비 문제의 해결 또는 특정 운항 상의 요건 충족을 위한 기록 자료의 제공을 목적으로 설치되었다. 그러나 현재는 그 본래의 목적과 관계없이 이들 장치들은 모두 다양한 형태로 사고조사 및 항공안전에 이용되고 있다. 항공기 자체에서 발생하는 다양한 항공사고를 예방하기 위하여, 항공기 구성품 및 기체의 상태를 실시간으로 관측하고 안전성을 진단하여 조종사에게 제공함으로서 비행체의 결함에 대한 대처 비행을 가능하게 한다. Wright 형제(Wilbur, Orville)의 역사적인 최초 비행이 첫 번째 비행 데이터 기록장치에 의하여 기록되었다. 이 초보적인 장치는 프로펠러 회전, 대기거리(對氣距離), 비행시간(flight duration)을 기록하였다. 항고사고의 예방 및 분석의 핵심 기술은 이때부터 시작되었고, 현재 국외에서는 통합형 안전진단시스템이 제안 되고 있다. 통합형 안전진단시스템은 영상처리, 음성처리, 데이터처리의 접목이고 본 과제를 통하여 습득된 기술 및 경험을 바탕으로 향후 21세기 동북아 항공분야의 중심으로 선점을 하기 위한 항공안전시스템 개발은 국내의 항공분야의 위상을 세계적으로 알리고 더 나아가 항공안전 및 세계 항공운송 시장을 리드할 수 있을 것으로 생각된다.

2. 주요 국가의 동향

가. 미국

항공안전 수준의 향상을 위해 다음과 같은 추진전략을 수립하여 수행하고 있다.

(1) 민간 항공의 치명적인 사고 비율 감소

- 우주항행에 사용되는 운항시스템과 탑재기술을 기반으로 하여 현재 민간항공에서 운용되는 항행 시스템을 보다 안전하고, 효율적으로 개선하는 연구를 지속적으로 수행중임
- 안정성에 대한 감시체계를 더욱 확장시키고 사고 발생의 원인에 대한 지속적인 연구를 수행중임
- 항공운항, 통신, 네비게이션, 공항, 항공기 안전, 보안 등의 관련 분야의 시험 및 평가 연구를 수행중임
- 항공기 구조 및 엔진, 제어 시스템 등의 예기치 못한 고장시 위험을 감소시키기 위한 연구를 수행중임
- 인적 요소에 의해 발생되는 위험은 물론 기상학적 위험, 환경적 영향 및 항공전자 시스템 등 전기장치에 의하여 발생되는 위험 감소를 통한 비행안전 증대 연구를 수행중임

(2) 일반 항공기의 치명적인 사고 횟수의 감소

- 조종사가 안정된 항공기 운항을 할 수 있는 장비의 기술 및 시스템 개선 연구를 수행
- 사고율 저감을 위한 항로분석 및 효율화를 통해 일반 항공기 운항과 관련된 기본적인 절차 및 지침을 개선

(3) 활주로 내 장애물 등의 위험 요소 감소

- 활주로 내 장애물과의 충돌 위험 감소 연구를 수행
- 공항 기반시설의 개선 및 수리

(4) 항공운항 시스템 안정성 향상

- 운영상의 실수로 인한 충돌 위험 방지 및 감소

- 장기 계획으로 혁신적인 항공 시스템 개발, 새로운 항공 운항 제어 장비 및 소프트웨어 개발, 현재의 시스템 및 절차의 개선 등의 업무 수행

나. 일본

항공기 사고와 준사고의 감소, 항공수송에서 항공 안전 향상 및 운항 효율성 증대를 연구목표로 설정하고 다음과 같은 연구방향으로 추진 중에 있다.

(1) 운항기술 및 정비기술의 개선에 관한 연구

- 안전한 비행임무 수행을 위한 설계, 제작, 운용, 정비, 서비스 및 인프라의 모든 요소 포함한 운항이나 정비 분야의 개선/개발
- 운항이나 감항성 기준 뿐만 아니라 flight operation, 항공기 정비에 관한 엔지니어링
- 항공기 및 장비품의 안전성 유지 향상 및 효율적 정비에 관한 조사 연구
- 운항 기술 및 정비 기술에 관한 국제 교류의 촉진 및 안전사상의 보급 및 계몽

(2) 실험용 항공기와 비행 시뮬레이터를 활용한 항공기 비행 특성 연구

다. 국제민간항공기구

항공기 운항의 안전과 효율성에 관계된 기술의 연구를 목표로 기술적인 분야를 책임질 수 있는 권장훈련, 절차확립 및 국제규격 제정을 위한 연구를 수행하고 있다.

3. 해외 시장예측 및 발전전망

항공 사고방지기술은 항공기에 직접적으로 적용되어 구현되므로, 미국, 유럽 등의 항공선진국이 자국의 항공기 적용을 기반으로 세계 시장을 선점하고 있다. 항공기 사고방지장비는 전자기술과 항공기술이 접목된 전형적인 항공전자시스템 형태로 구현되며 항공전자 분야에서는 미국, 유럽, 이스라엘 등의 항공선진국이 시장을

독점하고 있어 초기시장 진입장벽이 높다. Honeywell(미), Thales(프), Raytheon(미) 등 상위 6개 업체가 전 세계 항공전자 시장의 60%이상을 점유하고 있고 계속적으로 점유율이 상승하고 있다. 따라서 항공사고 방지 시스템 시장진출을 위해서는 자국의 항공기체계 개발과 병행되어야 초기시장진입이 가능하다.

상업화와 세계시장 진출을 위해서는 엄격한 환경조건, 기술검증, 제작/제조 공정을 요구하는 미 연방항공국(FAA: Federal Aviation Authority), 유럽 연합항공국(JAA: Joint Aviation Authority)의 항공안전인증 획득이 필수이다. 첨단 항공/전자기술 확보와 엄격한 국제 인증획득이라는 제한으로 인해 기술개발 후발국에서 이러한 기술 장벽 해소가 곤란하다. 그러나 실시간안전진단(HUMS)시스템은 현재 TSO품목으로 지정되어 있지 않다. 따라서 인증항공기에 적용을 위하여 STC를 대비한 인증 절차를 수립하고 진행하였다. 환경시험(DO-160F)과 소프트웨어 모사인증(DO-178B)를 수행함으로써 획득된 항공사고예방기술 인프라를 활용하여 국내시장은 물론 해외에 진출하기 위한 발판이 마련된다고 볼 수 있겠다.

4. 해외 특허동향

항공 안전 기술 분야에서 BOEING이 가장 많이 출원(등록)하였고 특허출원건수로 살펴본 항공 안전 기술 분야에서의 주요 혁신리더는 BOEING, MITSUBISHI, AIRBUS, GE 등으로 나타난다. BOEING은 일본에 4건(8위), 유럽에 18건(1위)씩 출원(등록)을 하고 있으며, GE는 미국에 9건(6위), 일본에 4건(9위), 유럽에 4건(7위)을 각각 출원(등록)한 것으로 나타나, 두 출원인 모두 일본과 유럽을 주요 타겟 시장으로 하는 것으로 판단된다.

국가별 주요 출원인을 살펴보면, 미국은 UNION CARBIDE CHEMICALS AND PLASTICS, 한국은 한국항공우주산업, 일본은 MITSUBISHI, 유럽은 BOEING이 상위 1위를 차지한다. 주요출원인인 AIRBUS와 BOEING을 중심으로 항공안전 기술 분야의 주요한 공백기술을 예측해보면, 항공기의 고장검출 및 수명연장에 관한 기술 부분과, 항공기 사고 시 사고경위 등을 저장한 기록장치 및 시스템보호수단 등에 대한 부분에서는 출원이 적어 주요한 공백 기술로 판단된다. 그러므로 자체 기술개발로 개발단계에서부터 업체 및 학계 간 긴밀한 협조체계를 구축하여 유기

적인 협력을 통하여 자체 기술을 빠른 시일 내에 확보하고 특허 출원을 해야 한다. 현재 학계와 산업계가 연계하여 안전진단시스템 개발 시 고장검출 및 진단 알고리즘 기법의 부분에서는 특허출원이 예상된다.

항공안전기술개발 관련 분쟁예상 특허사항은 다음 표4과 같다. 한국을 제외한 미국, 일본, 유럽의 특허들은 시스템안전진단의 기본적인 항공기 시스템 이상의 기술에 중점을 두고 있는 것으로 보이며, 이들 국가들은 이미 자체 개발한 항공기들을 보유하고 판매하는 국가들로 우리나라의 현실과 대비된다. 국내도 자체개발한 다양한 완제기를 보유하고 효율적이고 실용적인 기술 개발 시스템 구축을 통하여 항공기에 부가가치가 높은 안전진단시스템 기술을 확보하여야 할 것이다.

표 4 제안 연구와 관련된 분쟁 예상 특허

제안 연구와 관련된 분쟁 예상 특허	
1	Vibration measurement and recording system and method
2	System and method for detecting faults in an aircraft electrical power system
3	Method and apparatus for measuring the structural integrity of a safe-life aircraft component
4	Automatic fault reporting system
5	Embedded engine diagnostic system

표 5는 안전진단시스템 기술관련 특허 동향이다.

표 5 안전진단시스템 기술 관련 특허

구분	등록/ 공개번호	출원일	특허권자	제목
	내 용			
1	US4675675	1983-11-17	Boeing	Automatic fault reporting system
	위상 I와 위상 II와 치환의 AFRS에게 플라이트 촬영대 FRM과 지상의 직원 FIM을 허락			
2	US4788531	1986-04-14	Boeing	Automatic fault reporting system
	항공기 결함검출 레포팅 시스템에 대해 항공기 관리 제어반과 항공기 사이의 다수의 에어링크로 스피드 데이터 버스를 어드레싱하도록 하고 시스템이 그 사이에 쌍방통신을 제공			
3	EP0991927	1998-03-13	Trinity Airweighs LLC	Aircraft weight and center of gravity indicator
	항공기의 결함을 감지 및 감시하는 시스템을 제공			
4	US6577339	1998-07-30	Pinotage, LLC	Aircraft monitoring and analysis system and method
	항공기 자체적으로 결함을 탐색하고 결함을 가리킬 수 있는 에러 경고 시스템 또는 항공기를 위한 항공기 분석 시스템을 제공			
5	EP1089239	2000-07-28	GE	Embedded engine diagnostic system
	고장을 검출하는 항공기 엔진 자가진단 시스템을 제공			
6	EP1501167	2004-07-19	Airbus	System and method for detecting faults in an aircraft electrical power system
	항공기 전력 시스템은 파워 버스에 sub_system 전력 장치와 전력 분배 센터를 통하여 연결된 모니터링 시스템을 제공			
7	EP1473551	2004-04-30	GE	Vibration measurement and recording system and method
	항공기의 엔진과 관련하여 엔진에 장착되어 있는 진동 감시 컴퓨터와 진동 감시 컴퓨터에 의하여 수집되는 생진동 데이터에 대한 간단하게 엑세스가 가능하게 하는 시스템을 제공			
8	EP1660853	2004-08-26	Airbus	Measuring load on an aircraft component by microwave distance links
	정지 동안 착륙장치 레그 위의 부하와 같은, 항공기 성분 위의 부하가 비접촉으로 측정할 수 있는 전천후 변위측정 시스템을 제공			
9	US20070095138	2006-07-06	AIRBUS	Method and apparatus for measuring the structural integrity of a safe-life aircraft component
	항공기의 안전수명 성분에 따른 구조적 무결성을 측정하고 처리 유닛에 의해 평가받는 시스템			

제 3 장 연구개발 수행 내용 및 결과

제 1 절 연구내용

1. 연구개발 목표

- 소형항공기(FAR Part 23급)용 실시간 안전진단 시스템 개발
- 안전진단 기술현황 분석 및 안전진단 기술확보
- 고장 후 진단 및 예측안전진단 연구 수행
- 시스템 개발 시 검증 프로세스 수행

2. 연구개발 내용

연구개발목표	연구내용
▪ 실시간안전진단(HUSM)시스템 개발 연구	▪ 탑재/지상 장비 기본/상세 설계 - SDR/PDR/CDR 회의 실시 ▪ HUMS 개발 총괄 연구 체계 수립 ▪ 시험 준비 검토 회의(TRR) 실시 ▪ 초도비행 검토 회의(FFRR) 실시 ▪ 기능/성능/탑재/운용 시험을 통한 장비 검증 절차 수립 ▪ 인프라 구축용 i-HUMS와 상용화 모델인 인증용 c-HUMS 개발 계획 수립 ▪ 알고리즘 개발 후 보완 검증을 위한 프로세스 수립
▪ 실시간안전진단(HUMS)시스템 알고리즘 개발	▪ 소형항공기 사고율 조사 및 효과적인 사고율 저감을 위한 안전진단 항목 산출 ▪ 시편 및 모형기 제작을 통한 알고리즘 검증 ▪ Test-bed를 통한 알고리즘 검증 및 보완
▪ 실시간안전진단(HUMS)시스템 DO-178B 소프트웨어 모사인증 수행	▪ 소프트웨어 모사인증 프로세스 수행 ▪ 소프트웨어 라이프사이클 데이터에 대한 전문기관 검토 및 보완
▪ HUMS 시험 평가 방안	▪ 분석, 계획, 시험, 평가의 총 4단계의 시험평가 단계 구축 ▪ 환경시험 체계 구성 및 수행기관 선정 ▪ 환경시험 기준인 DO-160F 시험 수행
▪ HUMS 알고리즘 검증을 위한 운용시험 수행	▪ 알고리즘 검증에 필요한 시험 절차 수립 ▪ Test-bed 비행 시험 준비 사항 검토 ▪ 초도비행 검토회의(FFRR) 및 Action Item 준비 완료 ▪ 기본데이터 및 데이터 누적 비행 시험 수행 완료
▪ 실시간안전진단(HUMS) 시스템 개발 기술인프라 구축	▪ 요구도 산출/개발/제작/시험/검증의 절차 수립을 통한 HUMS 시스템 기술 인프라 구축

3. 성과지표

표 6 연구 성과물 및 성과지표

성과지표		연관	성과물 (산출물)	측정방법	최종 달성치
A-1	안전 및 평가기준	공통	각종 설계 보고서	건수제시	89
		단암	전시회 참가/홍보자료	전시회 개최 및 간행물 건수	7
A-2	논문	공통	국내외 학술대회 발표자료	건수제시	35
		공통	국내외 학술회의 논문게재	건수제시	6
A-3	특허	공통	안전진단연구 내용 특허출원	건수제시	5
A-4	시제품/부품 제작	단암	i-HUMS(DAPU,CQAR,PIP) GSE,C-HUMS	출시건수	17
A-5	알고리즘 및 SW	공통	알고리즘 개발 및 GSE 소프트웨어	건수제시	19
		공동	안전진단연구 내용 알고리즘개발	건수제시	
A-6	시험평가	단암	지상시험	시험성능 제시	22
		단암	비행시험	평가결과제시	
합계					200

제 2 절 연구내용별 수행내용

1. 실시간안전진단(HUMS) 시스템 개발 연구

HUMS 시스템 개발 연구 내역은 탑재/지상/안전진단 알고리즘의 시스템 설계(SDR)에서부터 기본(PDR), 상세(CDR) 설계 및 시제품 제작을 통한 기능구현 및 성능 시험을 수행하였고, 탑재 장비 및 알고리즘 시험을 위한 시험 준비 검토회의(TRR)와 Test-bed를 이용한 운용시험을 진행하기 위한 초도비행 준비 검토회의(FFRR)를 수행 완료하였다.



그림 28 실시간 안전진단 시스템 개발 주요 일정

알고리즘은 소형항공기의 주요사고 원인을 분석하고, 고장 발생 시 치명적 사고를 발생하는 요소를 분석하고, 대상 항공기의 구조적 취약점을 분석하여 안전진단 항목을 선정하였으며, 2단계에 걸쳐 선정된 알고리즘은 대상항공기(Test-bed)의 시험 환경 구성 전까지 시편 및 모형기를 이용하여 개발하고 시험 환경 구성 후 소형항공기의 계측 데이터를 데이터베이스화 되어 있는 서버에서 획득하여 보완, 분석하는 사이클을 구성한다.



그림 29 실시간 안전진단 시스템(HUMS) 개념

또한 개발 및 시험 그리고 검증까지의 절차를 수립하여 진행하였다. 인프라 구축용 HUMS를 이용하여 기능 검증을 수행하고 알고리즘 개발 후 적용 및 성능을 검증하였으며 장착성 시험 및 운용 시험을 통한 최종 개발품인 c-HUMS 제작을 목표로 연구 추진하였다. HUMS 기본 개념을 정립을 통하여 기술 인프라 모델인 i-HUMS 시제 개발을 하여 기능 및 성능 구현을 하였다. 또한 HUMS의 성능검증 시험을 통하여 소형 항공기 적용을 위한 c-HUMS를 병행 개발하였다. 개발된 c-HUMS는 최적의 알고리즘만 적용된 저가형 상용화 제품으로써, 국내 및 국외의 시장 진출을 목표로 하는 개발품이다.

가. 실시간안전진단(HUMS) 요구도 분석

표 7 실시간 안전진단 시스템 요구도 분석

RFP	체계규격서(HUMS-DS-SM-Y4-001-R1)	보고서 목차
구성품 및 기체 결함을 실시간으로 진단하여 조종사에게 제공함으로써 항공기 안전성 향상 및 사고 방지	3.1.구성품 및 기체 결함을 진단하여 사용자에게 제공/항공기 안전성 향상 및 사고를 방지	3장.2절.5.나.
국내/외 안전진단 기술의 현황 분석 항공기 주 구조물 및 엔진에 대한 고장예측 정비 기술을 개발하여 항공기의 정비단계에서부터의 안전진단 기술 확보	3.1.항공기의 정비 단계에서부터의 안전진단 기술 확보	3장.2절.2.다.
구조적 요소에 대한 상태진단으로 손상부위 조기 탐지	3.1-1.구조적 요소에 대한 상태진단으로 손상부위를 조기 탐지	3장.2절.2.가.(4)
주요 구조 부품별(날개-동체 체결부위 등) 하중상태 진단	3.1-2.구조부품 별(날개)하중상태를 측정 및 진단	3장.2절.2.나.(2)
자동화된 데이터 처리과정으로 운행 및 비행시간을 정밀 기록	3.1-3.운행 및 비행시간을 정밀 기록	3장.2절.5.가.(3)
엔진 상태 및 오일 먼지 상태 진단	3.1-4.엔진상태 진단	3장.2절.2.다.(3)
비행 후 지상분석을 통한 주요 부품 건전성 측정 및 정비주기 예측 알고리즘 개발	3.1-5.지상분석을 통한 주요 부품 건전성 측정 및 정비주기를 예측	3장.2절.2.
고장이 발생한 후에 진단하는 시스템 뿐난 아니라 고장이 발생할 가능성이 높은 상황에서의 예측 안전진단(Prognostic Health Monitoring)dp 관한 연구 수행	3.1-5.예측안전진단 연구 수행	3장.2절.2.
데이터 획득처리장치(DAPU), 데이터 저장장치(CQAR)/시현장비(PIP), Sensor, HUMS S/W, 지상분석 장비로 구성	3.1.2.1.2.1.i-HUMS는 지상시험과 비행시험을 위한 환경구축을 하며, 데이터 획득/처리장치(DAPU), 데이터 시현장치(PIP), 데이터 저장장치(CQAR)로 구성	3장.2절.5.가.(1)
데이터 획득/처리장치 : 모든 운항 데이터 신호가 이장치로 입력되며 직접적으로 CQAR(Card Quick Access Recorder)에 저장되는 Data Stream에 아날로그 데이터의 샘플과 디지털 입력 데이터를 병합 처리	3.1.2.1.2.1.1.수집된 아날로그 데이터 및 디지털 데이터는 병합하여 CQAR로 데이터 전송	3장.2절.5.가.(1)
데이터시현장치 : 데이터 획득/처리 장치의 제어 명령제공	3.1.2.1.2.1.2.PIP는 DAPU의 제어 명령 제공	3장.2절.5.가.(1)
데이터저장장치 : 비행 중 데이터를 저장하고 비행이 완료 되었을 때 지상에서 다운로드 제공	3.1.2.1.2.1.3.CQAR은 비행기록을 저장하고 비행이 완료되었을 때 지상에서 다운로드 제공	3장.2절.5.나.
지상분석장비 : 사용자의 요구에 따라서 독립된 데스크 탑 형식이거나, 네트워크가 가능하고 휴대할 수 있어야 하고 비행 중획득한 데이터 PCMCIA(Personal Computer Memory Card International Association) 카드에 저장된 상태로 획득하여 사용자가 원하는 정보 시현 가능	3.1.2.1.1.2.GSE는 휴대가 가능해야 하며 미동시 메모리카드를 이용하여 손쉽게 비행데이터 획득 및 시현이 가능해야 한다.	3장.2절.5.나.

나. 연차별 수행 업무 및 조직

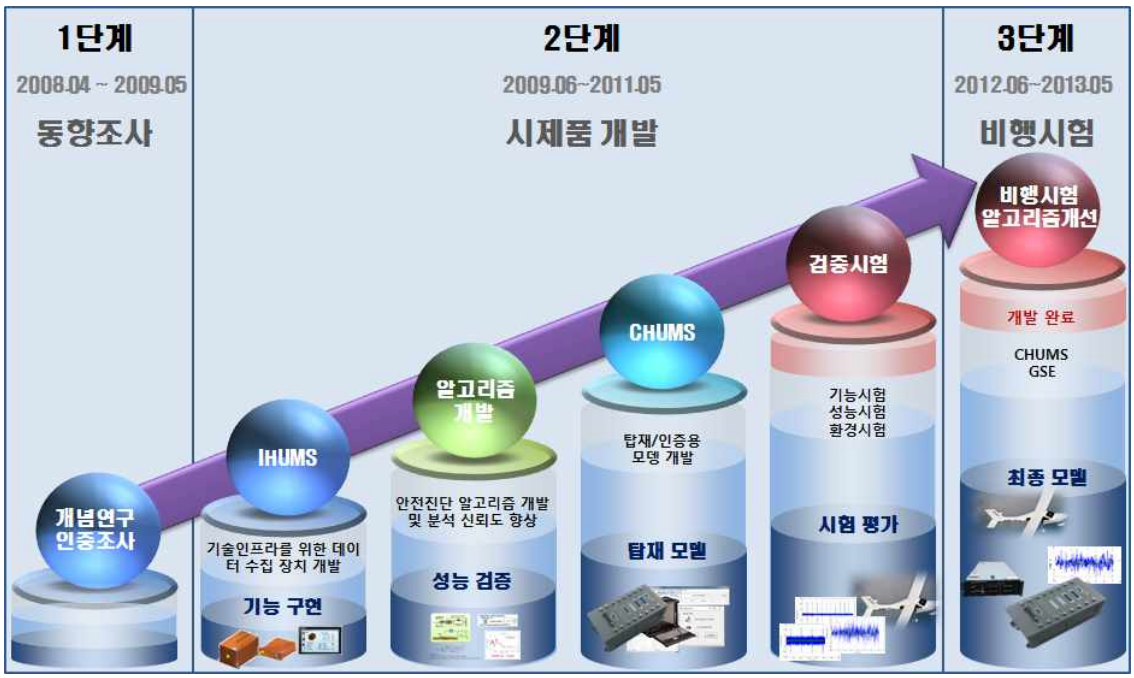


그림 30 실시간 안전진단 시스템 개발 절차

안전진단 시스템 개발 기간은 보류기간 포함 총 6차년도 까지 진행됐다. 1차 년도에는 HUMS의 개념연구 및 국내외 특허 및 기술 개발 현황 조사를 수행하였고, 2차 년도에는 과제 보류기간으로써 장비의 활용방안에 대한 검토가 진행되었고, 인증기 활용이라는 계획 하에 장착을 위한 소프트웨어 모사인증 수행(DO-178B)과 환경시험(DO-160F) 수행 계획을 수립하였다. 3차 년도에는 HUMS의 기본 설계 수행 및 소프트웨어 모사인증 프로세스를 수립 및 진행 하였다. 4차 년도에는 HUMS 상세 설계와 인프라 구축용 장비(i-HUMS)와 상용화 장비(c-HUMS)의 제작 시험을 수행하였다. 5차 년도에는 모사인증용 HUMS가 개발 완료되었으며, Test-bed 선정 및 지상 시험을 수행하였고, 알고리즘 개발을 위해 선정된 센서를 실기를 통해 직접 데이터를 획득하여 기준 데이터를 확보하였다. 마지막 6차 년도에는 HUMS의 운용시스템을 구축하였고, 최종 시제품 제작을 완료하였다. 그리고 국내에서 처음으로 복합재 소재 날개에 센서를 매립하여 비행 시험을 수행하는 성과를 이뤘다. 획득된 데이터는 데이터베이스화 하여 지속적인 항공기의 상태 정보를 확보하였으며, 지상 분석 장비(GSE)의 소프트웨어에 개발된 알고리즘을 적용하여 항공기 상태 분석을 수행하였다.

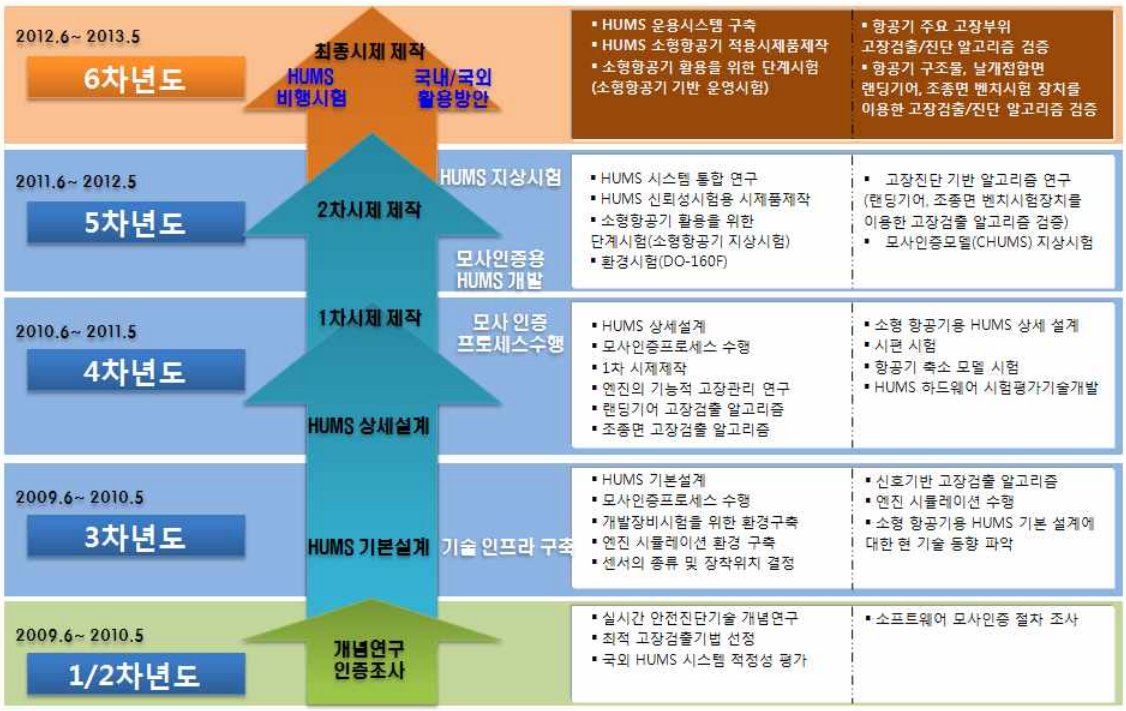


그림 31 실시간 안전진단 시스템 단계별 연구내용

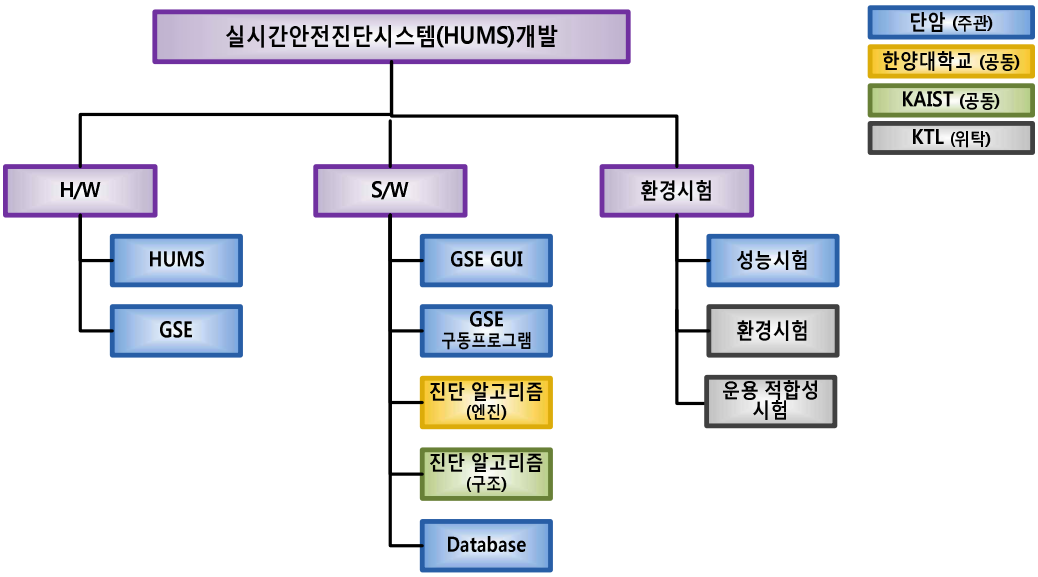


그림 32 HUMS 개발 총괄 연구 체계

탑재 및 지상 장비의 H/W 개발은 단암시스템즈에서 수행하고, S/W 개발의 경우 알고리즘은 한양대학교와 KAIST 그리고 GSE 프로그램과 Database는 단

암시스템즈에서 개발이 진행되었다. 마지막으로 환경시험은 성능 시험 및 주관은 단암시스템즈에서 진행되었으며 환경시험 수행 및 적합성 시험은 한국산업기술시험원(KTL)에서 수행한다.

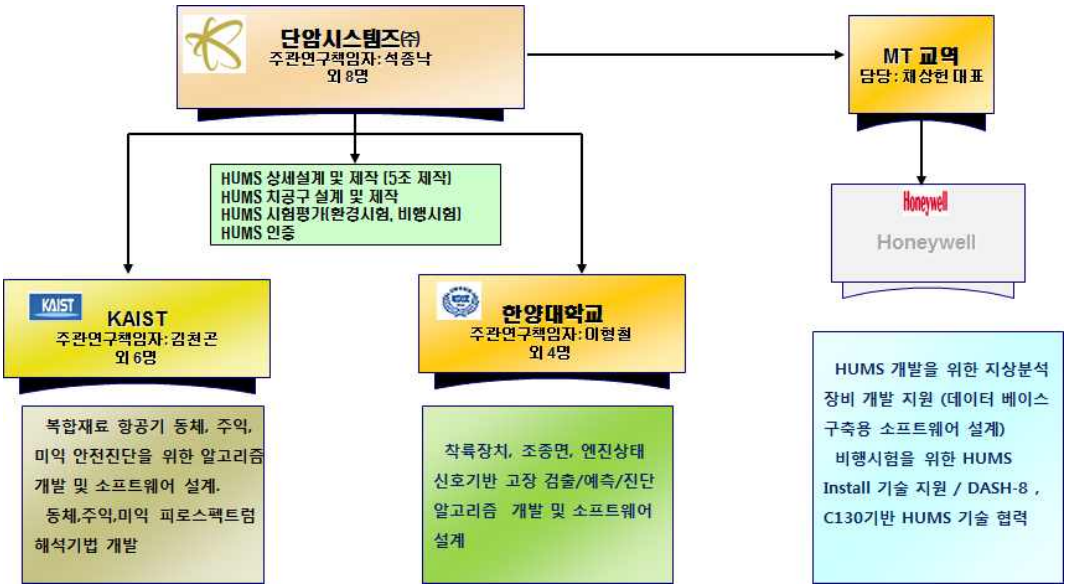


그림 33 1/3차년도 추진 조직 및 업무

우선 1-3차 년도의 추진 조직은 주관 기관인 단암시스템즈와 공동 기관인 KAIST 그리고 한양대가 있다. HUMS 국외 장비 중 Honeywell 장비를 운영하는 MT교역을 통한 자문기관으로 구성하여 추진 조직을 구성하였다. 3차년도의 주요 업무는 알고리즘 선정 및 시험 검증 방안 수립과 탑재, 지상 장비의 요구도 분석 및 해외 장비 운용 사례를 통한 장비 개발이 있다.

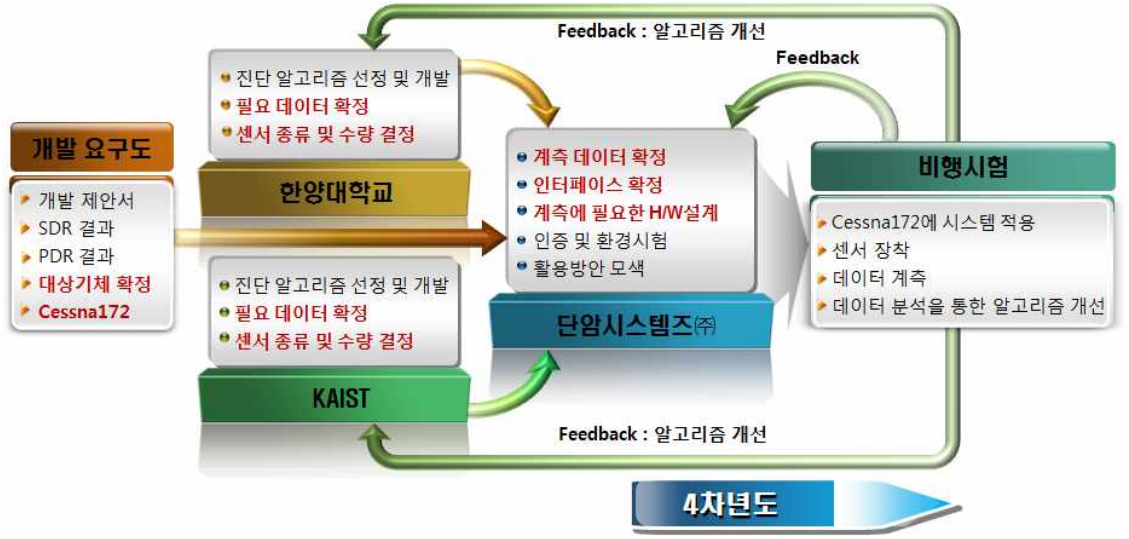


그림 34 4차년도 추진 조직 및 업무

4차 년도의 추진 조직은 주관 기관인 단암시스템즈와 공동 기관인 KAIST, 한양대로 구성되었다. 4차년도의 주요 업무는 선정된 알고리즘의 개발 검증 방법과 기본, 상세 설계 내역 그리고 지상/탑재 장비의 기본, 상세 설계검토 및 제작이 진행됐다. 4차 년도에 인프라 구축용 HUMS인 i-HUMS의 시제품이 제작되었으며 상용화 인증 모델인 c-HUMS의 1차 모델 제작이 진행되었다. 4차년도 계획에는 비행시험이 수립되어 있지만 FAR-23급의 항공장비 시험 기준이 까다로워 비행시험을 위한 방안이 수립되었다.

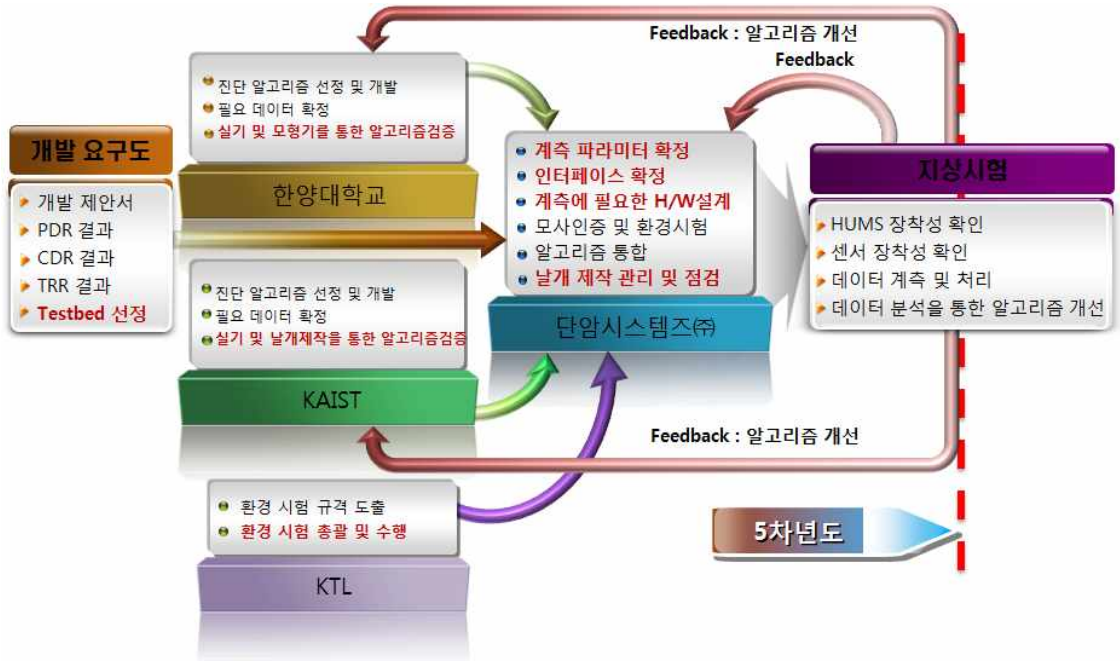


그림 35 5차년도 추진 조직 및 업무

그리고 5차 년도는 주관 기관인 단암시스템즈와 공동 기관인 KAIST, 한양대와 위탁연구기관인 한국산업기술시험원(KTL)로 추진 조직이 구성되었다. 5차년도는 알고리즘 개발이 1차 완료되고, 장착성 시험 및 6차 년도에 진행될 운용시험을 통하여 보완 및 개선이 진행되었다. 5차 년도는 c-HUMS의 1차 시제품을 보완하여 2차 시제품이 제작되었고 한국산업기술시험원에서 분석한 항공용 환경시험 기준인 DO-160F의 시험 항목을 수행하였다.

또한 장착성 시험과 운용 시험을 실시하기에 앞서 시험 준비 검토 회의(TRR)를 실시하여 시험에 필요한 산출물을 작성하고 검증받았으며 장착성 및 운용 시험 시나리오를 작성하여 시험에서 획득하고자하는 항목 등을 산출되었다. 장착 및 운용 계획에 따른 시험 계획은 1차 기본 시편단위를 이용, 성능 시험을 하였으며, 지상 시험은 시험 수행에 앞서 다음과 같이 산출 전 자료를 이용 장착성 시험을 수행하였다.



그림 36 장착성 시험 세부 계획 수립

- 지상 시험 계획서
- 지상 시험 시나리오
- 지상 시험 진행 브리핑 자료
- 지상 시험 분석 결과

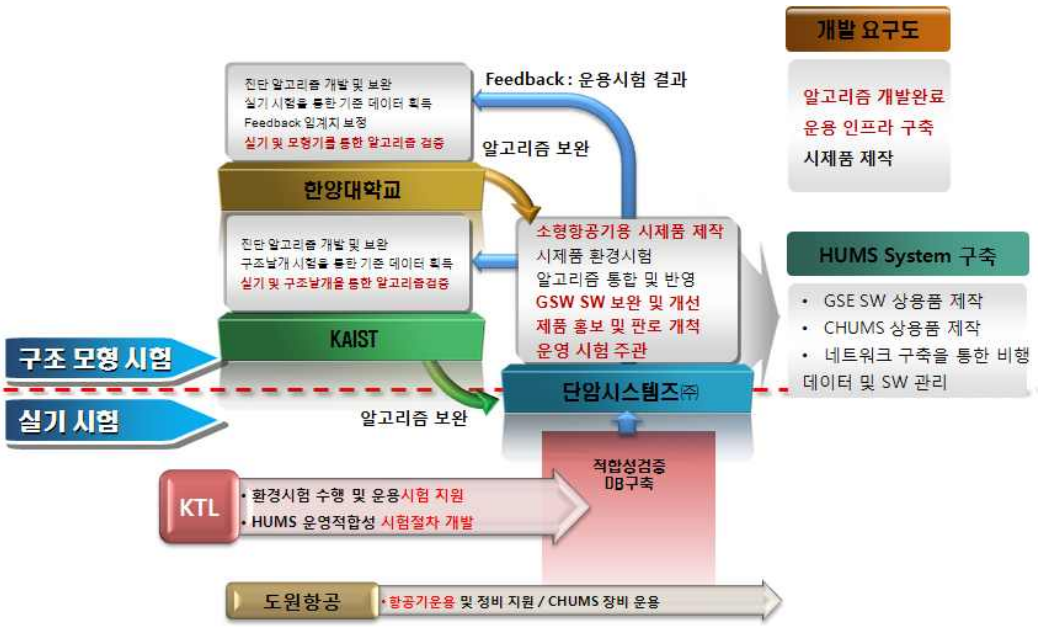


그림 37 6차년도 추진 조직 및 업무

마지막 6차 년도는 운용성 시험을 위해 다음과 같이 기관별 업무분장이 이뤄졌다. 단암시스템즈에서 운용시험을 주관하고 한국산업기술 시험원에서 시험 지원 및 시험 절차를 개발하였으며 국내 항공사인 도원항공에서 항공기 운용 및 정비 지원과 장비 운용을 수행하였다.

운용시험을 진행하기 위하여 초도비행 준비검토회의(FFRR)을 수행하였고 총 4단계의 운용 시험에 대한 계획 및 절차를 수립하였다. 각 단계별 시험을 진행하면서 중요 항목을 점검하고 필요 시 재시험을 진행하여 다음단계 수행 시 발생할 수 있는 불안요소를 미연에 예방하였다.



그림 38 실시간 안전진단 비행 시험 계획 및 절차 수립

	2012년		2013년				누적
	11월	12월	1월	2월	3월	4월	
단계별 진행 계획		1단계	2단계		3단계	4단계	
진행 Sortie	2 /	10 /	2 /	3 / 5	8	/ 55	
Sortie 구분	1~2	1-1 ~ 10	11 ~ 11-1	11-2 ~ 13	14 ~ 18	19 ~ 74	

그림 39 운용시험 단계별 진행 결과

그리 38, 39와같이 단계별 비행 계획을 수립하였고 Flight Test Card를 작성하여 비행 시험의 절차를 상세히 수립하였다. 그리고 운용시험 간 비상 연락 체제를 구축하여 Test-bed의 운용시험 수행 시 일어날 수 있는 사고를 대비하였으며 사고 발생 시 2차 피해를 줄이기 위한 보고체계를 구축하였다.



주간 비행 시험 계획 및 실적

구분	3/31(일)	4/1(월)	4/2(화)	4/3(수)	4/4(목)	4/5(금)	4/6(토)
담당자	임재형	이현규		양재원	이상현	구성관	김건식
Weather	비	흐림	흐림	맑음	맑음	흐림	맑음
AM					Sortie27		Sortie32
PM		Sortie25		Sortie26	Sortie28.29	Sortie30,31	Sortie33

구분	4/7(일)	4/8(월)	4/9(화)	4/10(수)	4/11(목)	4/12(금)	4/13(토)
담당자	김건식	구성관	구성관	이형소	양재원	양재원	
Weather	흐림	흐림	비	흐림	-	-	-
AM	Sortie34	Sortie36		Sortie38	Sortie40	Sortie42	Sortie45
PM	Sortie35	Sortie37		Sortie39	Sortie41	Sortie43,44	Sortie46

그림 40 운용시험 주간 보고서 예시

2. 실시간안전진단(HUMS) 시스템 알고리즘 개발

안전진단 시스템 알고리즘 개발은 알고리즘 요구사항을 분석하여 개발 방향을 수립하였으며, 개발시스템 구성 및 고장/안전진단에 적용하여 향후 실기에 적용하는 방안을 고려하였다. 알고리즘 개발을 위한 시편 제작 및 모형기를 통한 알고리즘 검증을 수행하였으며, Test-bed 기반 비행시험을 통해 최종 검증을 수행하였다.

가. 광센서 기반의 안전진단 알고리즘 개발

앞서 분석한 소형 복합재 항공기의 모니터링 대상을 위한 요소 기술들을 정리하여 아래 그림에 나타내었다.

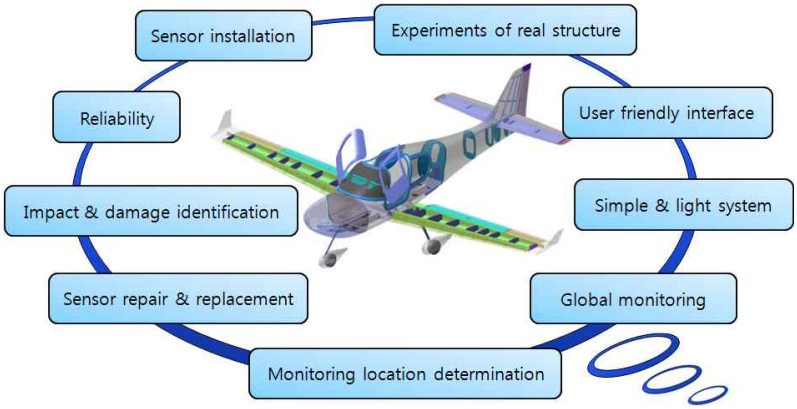


그림 41 소형 복합재 항공기용 HUMS의 요소 기술

충격 위치 및 손상 판별에 대한 연구는 현재 국내외의 기술 수준 격차가 거의 없다. 그러나 광센서를 이용한 손상 판별에 대한 연구는 실험실 단위로만 진행이 되고 있으며, 실 구조물에 적용한 사례는 국내에 전무한 상황이다.

모니터링 위치 결정은 주로 해석적인 방법을 통해 파악한 취약 부위에 적용하는 것으로 확인되었다. 본 과제에서는 복합재 구조물의 미소 변형을 측정하기 위해 유한요소해석을 이용하였다. 이는 매우 합당한 위치 선정 방법이며 향후 복합재 항공기의 모니터링을 위해서도 이 같은 방법을 사용해야 할 것으로 보인다.

구조물의 전반적인 감시(global monitoring) 기술은 복합재 구조물에서 필수적인 요소로 볼 수 있다. 이전 방식의 경우 과도한 변형률이 발생하면 경고를 발생하는 방식이었지만, 최근의 추이는 각 변형 상황에서의 변형률을 저장하고 실시간 취득 변형률을 비교하여 위험 변형률에 도달하면 경고를 하는 방식이 적용되고 있으며, 이는 복합재 날개 구조물에도 충분히 적용될 수 있다.

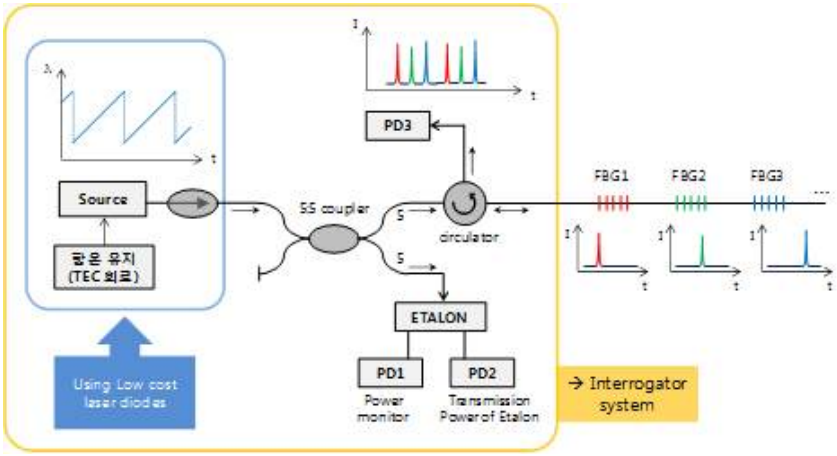


그림 42 저가형 광학계측 장비 구성도

(1) 광센서 기반의 안전진단 시스템 요구도 분석

HUMS 개발을 위한 최상위 요구사항

- **구조적 요소에 대한 상태진단으로 손상부위를 조기 탐지**
- **구조부품별(날개)하중상태를 측정 및 진단**
- 운행 및 비행시간을 정밀 기록
- 엔진 상태 진단
- **지상분석**을 통한 주요 부품 피로 손상도 측정 및 정비주기를 예측
- PIP는 DAPU의 제어 명령 제공
- CQAR은 비행기록을 저장하고 비행이 완료되었을 때 지상에서 다운로드 제공
- GSE는 휴대가 가능해야 하며 이동식 메모리 카드를 이용하여 손쉽게 비행데이터 획득 및 시현이 가능해야 함

구조 건전성 진단 시스템 요구사항

- 소형 항공기에 적합한 **구조 건전성 진단 요구도** 확립
- 시편 단위 및 실 구조물에 대한 실험을 통해 구조 건전성 진단에 필요한 **알고리즘 개발 및 검증**
- **광섬유 및 PZT 센서**를 이용한 실시간 데이터 취득 및 처리에 관한 알고리즘 설계
- 신호 처리 알고리즘 구현을 위한 S/W 및 데이터 취득과 처리를 위한 H/W 구성 지원
- 설치된 센서 및 H/W 구성품에 대한 지상 시험, 환경 시험 및 최종 비행 시험 지원
- 시험 결과의 분석 및 문제점 보완을 통해 최종적인 HUMS 구성품 제작

그림 43 구조진단 시스템 요구도 분석

HUMS 개발을 위한 최상위 요구사항들 중 본 과제와 관련된 구조 진단에 관한 내용과 이들로부터 파생된 구조 건전성 진단 시스템에 관한 요구사항들을 그림과 같이 정리하였다.

최상위 요구사항들에서 가장 중점이 되는 부분은 과제의 최종 목표인 JABIRU-UL 소형 항공기를 대상으로 하는 구조 건전성 진단 기술을 개발하는 것이다. 이를 위해서 광섬유 센서와 압전 센서를 선정하였고, 해당 센서에 관련된 기술을 이용하여 기술 인프라를 구축하기 위한 연구가 필요함을 확인하였다. 이 과정에서 시편 단위 및 실 구조물에 대한 시험을 통한 관련 알고리즘의 개발

및 검증, 알고리즘을 구현하기 위한 데이터의 취득 및 처리에 소요되는 S/W 및 H/W의 구성의 필요성이 확인되었다. 소형 항공기를 위해서는 저가의 H/W가 필요하기 때문에 이를 대비하는 방안이 요구되며, 최종적으로는 개발된 S/W 및 H/W의 지상 및 비행 시험을 통해 상용 가능한 HUMS 구성품의 제작이 요구됨을 확인하였다.

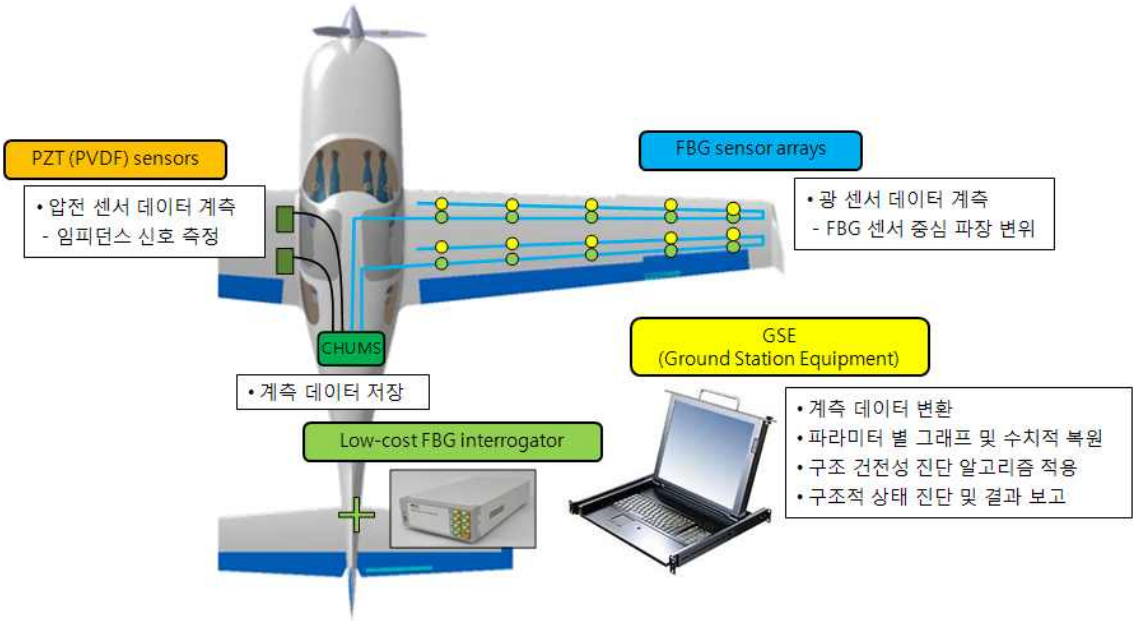


그림 44 소형 항공기용 HUMS 운용개념

c-HUMS의 목적은 본 과제의 대상 항공기인 Jabiru-UL과 같이 소형 항공기를 대상으로 하는 저가형 안전진단 시스템을 개발하는 것이다. 본 과제의 상세설계 검토 회의(Critical Design Review)의 결과 소형 항공기에 적합한 HUMS의 가격은 1,500 만원으로 책정이 되었기 때문에 c-HUMS의 구성품인 구조 진단용 시스템은 이의 1/2 수준의 가격으로 구성이 되어야 한다. 하지만 현재 상용으로 판매되는 광섬유 센서 및 압전 센서의 계측 장비는 각각 5,000 만원을 호가하기 때문에 이들을 그대로 적용해서는 저가형 시스템을 구성하기가 불가능하다. 따라서 상용 시스템보다 성능은 저하되지만 기본적인 기능의 수행이 가능한 저가형 계측 시스템을 구성하는 것이 요구되었다.

c-HUMS는 저가형 시스템으로부터 항공기에 장착된 광섬유 센서 및 압전 센서의 데이터를 계측하고 계측된 데이터는 HUMS 장비에 저장된다. 항공기의 운

행시간 동안 계측된 데이터가 모두 저장되고, 운행을 마치면 HUMS의 메모리를 지상분석 장비에 연결하여 계측한 데이터를 파라미터 별로 변환한다. 변환된 계측 데이터에 대해 구조 건전성 진단 알고리즘을 적용하여 항공기의 구조적 상태를 진단하게 되고 이 결과를 보고서로 작성하는 것이 c-HUMS가 운용되는 일련의 과정이다.

(2) 구조 건전성 진단 시스템 구성

- 하드웨어 구성

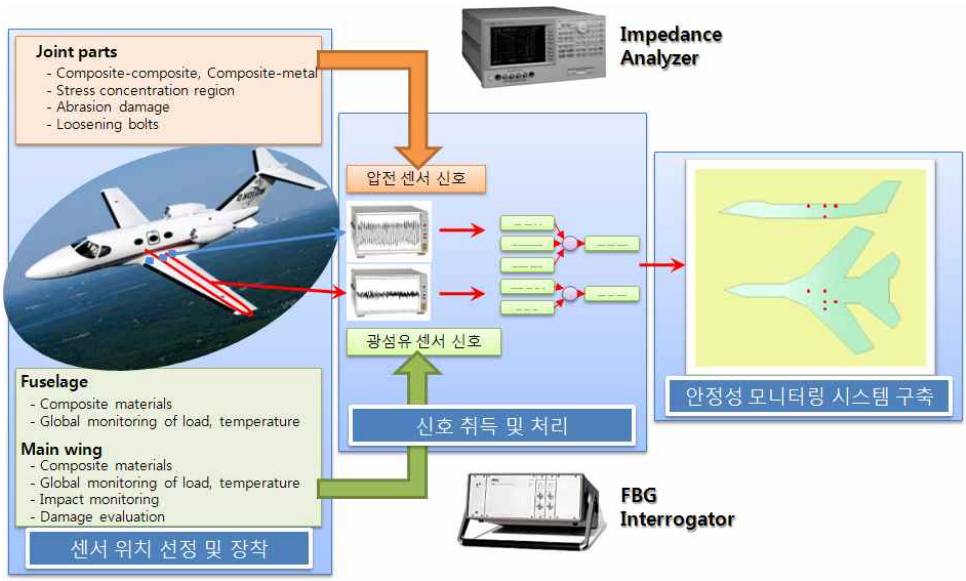


그림 45 HUMS를 위한 구조 진단용 시스템의 하드웨어 구성

구조 건전성 진단을 위해 필요한 하드웨어 구성으로는 먼저 구조물의 반응을 측정하기 위한 센서, 센서의 신호를 계측하기 위한 계측 장비, 그리고 계측 장비로부터 취득된 데이터를 저장하고 분석하기 위한 분석 장비가 요구된다. 본 과제의 구조 진단용 HUMS에서는 광섬유 브래그 격자(FBG, Fiber Bragg Grating) 센서와 폴리머 계열의 압전 필름(PVDF, PolyVinyliDene Fluoride) 센서를 선정하였다. FBG 센서는 광섬유 센서 중 가장 신호 처리 방법이 간단하고 다중화에 유리하기 때문에 항공기의 넓은 영역을 감시하는데 효과적이고, PVDF 센서는 광센서에 비해 민감도가 높고 가격이 저렴하므로 날개-동체 접합

부와 같은 critical 한 영역에 적용이 용이하기 때문에 두 가지 타입의 센서를 함께 사용하는 구조 진단 시스템을 개발하였다.

각 센서의 계측 장비로는 FBG 센서의 파장을 계측하는 FBG interrogator와 PVDF 센서의 임피던스 변화를 계측하는 임피던스 분석기가 요구된다. 현재 상용으로 출시된 제품들이 있으나 이들을 그대로 사용하기에는 가격 측면에서 어려움이 있기 때문에 축소된 최소한의 기능을 가지면서 항공기의 운행 환경에서도 안정적으로 운용되는 저가형 시스템을 개발하였다.

저장 및 분석 장비는 c-HUMS 내부에 장착된 flash memory에 저장된 계측 데이터를 통해 현재의 구조물 상태를 진단한다.

- 소프트웨어 구성

구조 건전성 진단 시스템의 소프트웨어는 i-HUMS 용과 c-HUMS 용으로 구분된다. c-HUMS 소프트웨어는 센서의 상태 점검 및 데이터의 계측과 저장을 위한 부분과 지상에서의 분석을 위한 진단 알고리즘을 수행하는 부분으로 구분된다. i-HUMS 소프트웨어는 c-HUMS 소프트웨어의 기능을 모두 포함하며, 고성능의 상용 제품을 통해 계측한 추가적인 데이터의 분석 알고리즘이 추가된다. 또한 i-HUMS 소프트웨어는 향후 적용시의 사용자 요구사항을 고려하여 사용자에게 실시간으로 구조 건전성에 대한 상태를 확인해 주고 경고가 가능한 소프트웨어를 위한 기반 기술을 확보하였다. 구조 진단 알고리즘은 우선적으로 LabVIEW 및 Matlab으로 구현하였으며 통합과정에서 .NET 기반의 통합 프로그램으로 개발하였다.

- 센서 부착위치

비행 중 발생하는 주익의 하중 대부분을 front spar에서 부담하고 있어 손상 발생 위험이 높고, 만약 spar에 손상이 발생하게 되어 진전 된다면 매우 치명적인 사고로 이어질 수 있기 때문에 센서 위치로 설치하였다.

또한 주익 비행 중 하중 측정 알고리즘의 경우 비행 중 하중에 대한 변형률 응답이 큰 부분을 선정해야 하중 계산 결과가 정확하기 때문에 front spar를 센서 설치 위치로 선정하였다.

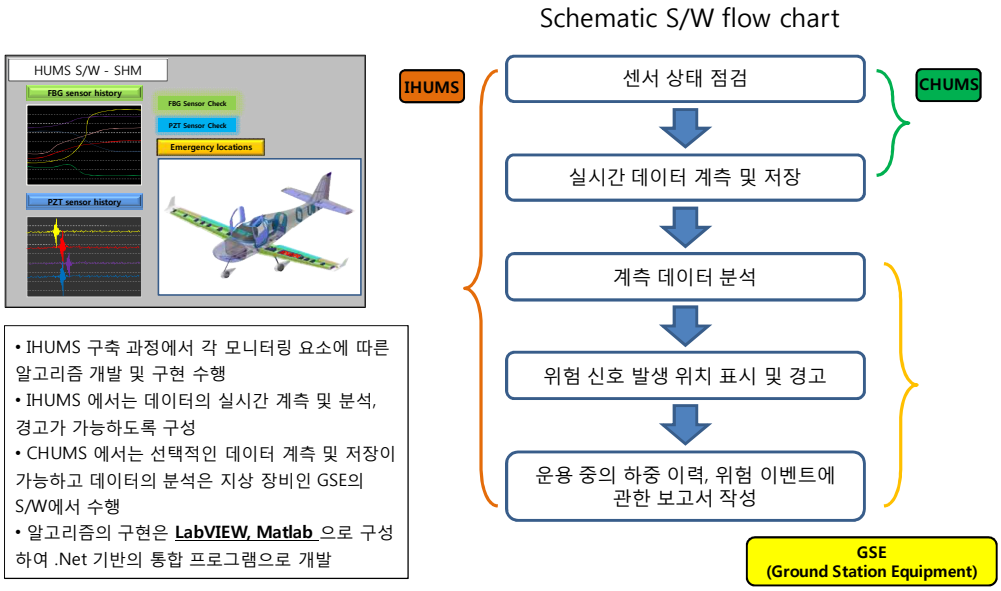


그림 46 HUMS를 위한 구조 진단용 시스템의 소프트웨어 구성

(3) 저가형 Interrogator 시험 장비 적용

광센서 interrogator를 소형 항공기에 적용하는데 있어서 가장 큰 제한점은 가격이라고 볼 수 있다. 현재의 고성능 interrogator의 가격은 수 천만 원으로 소형 항공기에 적용하기에는 부담스런 가격대이기 때문이다. 따라서 본 과제에서는 최소한의 기능을 구현하여 소형 항공기에 실제 적용을 할 수 있는 저가형 Interrogator를 개발하였다.

- 기존 FBG interrogator 측정 원리

기존의 상용 FBG interrogator의 FBG 센서 반사 파장의 계측 원리는 아래의 그림과 같다. 우선 기본적인 구성품으로 FBG 센서의 브래그 파장 영역을 포함하는 광대역 광원(Broadband source)과 반사되는 빛을 전기 신호로 바꾸기 위한 광 검출기(photo detector)가 있다. 그 밖에 FBG 센서의 반사 파장의 보정을 위한 기준이 되는 Etalon 필터 및 광원 주변의 온도를 유지하기 위한 항온 유지 회로 등이 있다. 광대역 광원은 그림에 표현한 WSFL(Wavelength Swept Fiber Laser)을 비롯하여 ASE, SLD 등이 있는데 하나의 광섬유 라인에 새겨진 FBG 센서로 광대역의 빛을 전달하는 역할을 한다. 이러한 광대역 광원은 광 계측 장비에서 가장 중요한 요소 중의 하나로 가장 단가를 많이 차지하는 구성품이다.

기존의 제품에서 단가를 낮출 여지가 가장 큰 부분이 바로 이 광대역 광원을 비교적 저렴한 다른 타입의 광원으로 교체하는 것이라고 판단하였다.

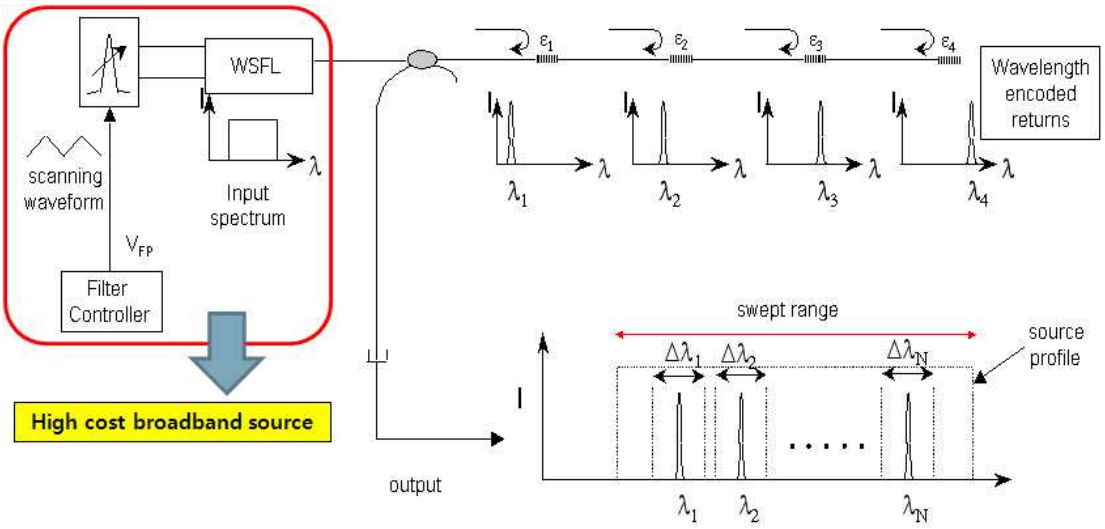


그림 47 기존 interrogator 구성

- 저가형 FBG interrogator 구성

저가형 FBG interrogator 개발을 위해 광대역 광원을 서로 다른 연속된 파장대역을 가지는 다수의 LD(Laser Diode)로 대체하는 방안을 수립하였으며, 해당 방안은 아래 그림과 같다.

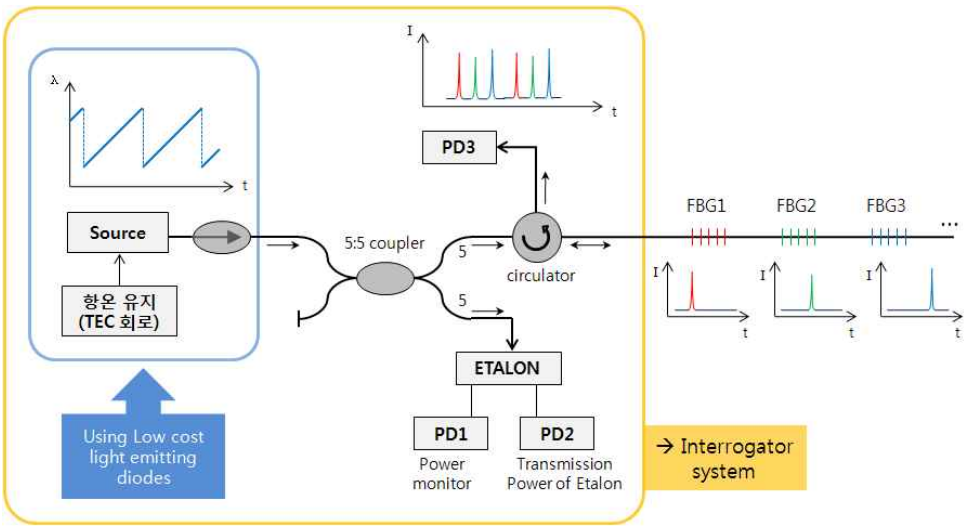


그림 48 저가형 interrogator의 구성

광대역 광원에 비해서 LD는 파장이 sweep 되는 영역이 5 nm 가량으로 훨씬 좁고, 파장의 변조에 따라 출력 파워가 크게 변한다는 단점을 가지고 있다. 파장 영역이 좁다는 단점은 여러 개의 중심 파장을 가지는 LD를 사용함으로써 극복 가능하고, 출력 파워의 변화는 interrogator에 내장된 광 검출기(PD 1)에서 모니터되는 신호를 이용한 평준화(normalization)을 통해 보정함으로써 해결이 가능하다. 구성된 LD의 파장 sweeping 방법에 관해서는 아래 그림에 나타내었다.

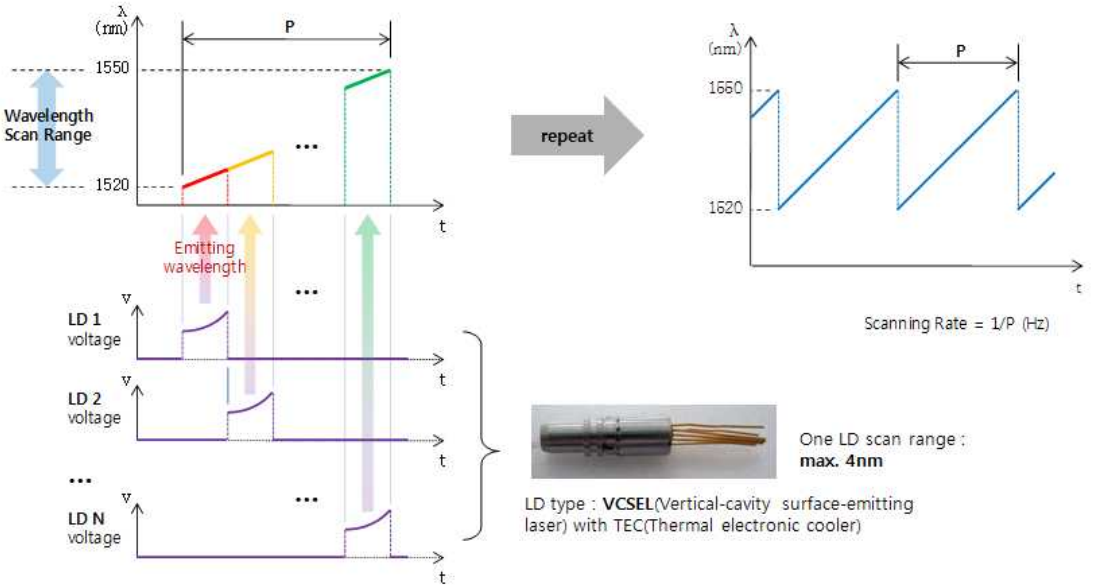


그림 49 저가형 interrogator 파장 sweeping 방법

저가형 시스템에 사용된 LD는 항온유지회로(TEC)가 개별적으로 부착되어 있는 VCSEL LD로 30 nm의 파장 영역을 위해서 총 8개의 LD가 사용되었다. LD에 인가되는 전압을 변화시키면 이에 따라 LD에서 방출되는 파장의 영역이 변화하게 되는데, 이는 LD의 내부 저항에 의해서 생기는 열 팽창에 의해 cavity의 크기가 달라지기 때문이다. 하나의 LD의 파장 변조 구간은 최대 5 nm이나 실제 사용할 수 있는 범위는 4 nm로 간주된다. LD의 중심 파장은 제작 시에 cavity의 초기 조건을 다르게 함으로써 변경이 가능한데 이렇게 중심 파장을 인위적으로 조금씩 다르게 만들어서 연속적인 파장 변화 구간을 가질 수 있도록 제작해야 한다.

그림 49와 같이 여러 개의 LD array로부터 1520~1550 nm로 연속적으로 변화

되는 파장 변조 구간을 가지도록 구성하게 되면, 오른쪽 그림과 같이 시간에 따라 이러한 파장 변조를 반복하게 된다. 결국 1520~1550 nm 사이에서 제작된 FBG 센서의 파장은 한 번의 sweeping을 할 때마다 한 번씩 측정이 되기 때문에 오른쪽 그림에서 표시된 sweeping rate 1/P 에 의해서 저가형 interrogator 장비의 취득 주파수가 결정이 된다.



Properties	Spec.
Sampling rate	max. 10 Hz
Wavelength range	40 nm (1510~1550 nm)
Number of sensors	8 or more
Number of channels	1
Repeatability	< 10 pm
Operating temperature	0 ~ 50 ℃
Weight	5.5 kg

그림 50 적용된 저가형 interrogator 사양

(4) 광센서 기반 알고리즘 개발

(가) 온도 보상을 이용한 주익 변형율 이력 측정 알고리즘 개발

FBG 센서 데이터를 기반으로 하여 구조 진단을 하기 위해서는 하중 및 손상 탐지 알고리즘이 필요한데, 이들 알고리즘에서 기본적으로 입력받게 되는 FBG 센서로부터의 변형률 정보는 1차적으로 온도 보상 과정을 거쳐야 의미 있는 변형률 정보가 된다. 따라서 주익에 설치 된 FBG 센서들 중 온도만을 측정하기 위해 특수한 방법으로 설치 된 온도 센서의 번호를 설정하고, 온도의 영향을 브래그 방정식에 의해 상쇄시켜주는 알고리즘이 필요하다. 이는 환경에 의한 영향을 받지 않고 안정적으로 구조 진단을 하기 위한 필수적인 단계로써, 다음 그림과 같이 알고리즘을 설계하였다.

이 알고리즘을 통해 기본적으로 실시간 변형률 데이터 취득 및 저장이 이루어지게 된다. 그리고 FBG 센서를 통한 안전 진단의 가장 기본적인 부분이 되는, 과도한 변형률 발생시에 대한 경고를 발생하게 된다.

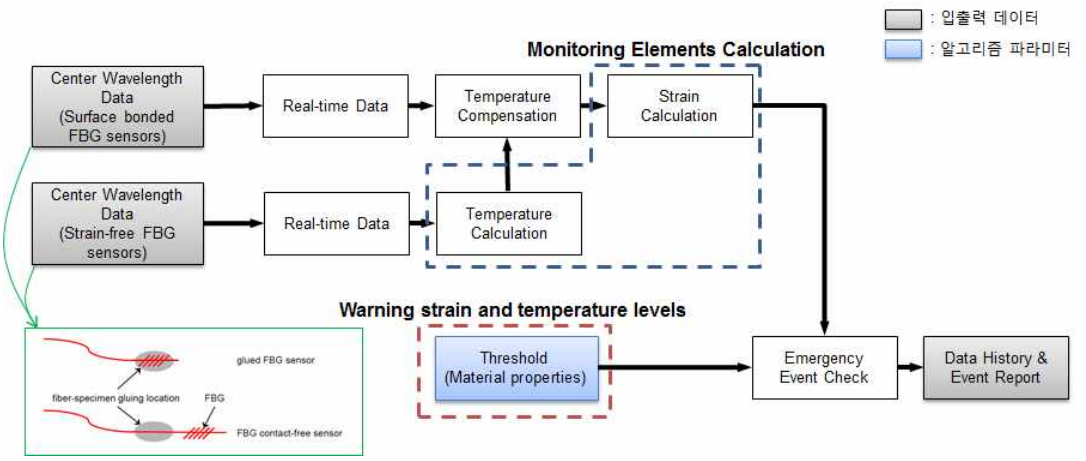


그림 51 온도 보상을 이용한 주익 변형율 이력 측정 알고리즘 개념도

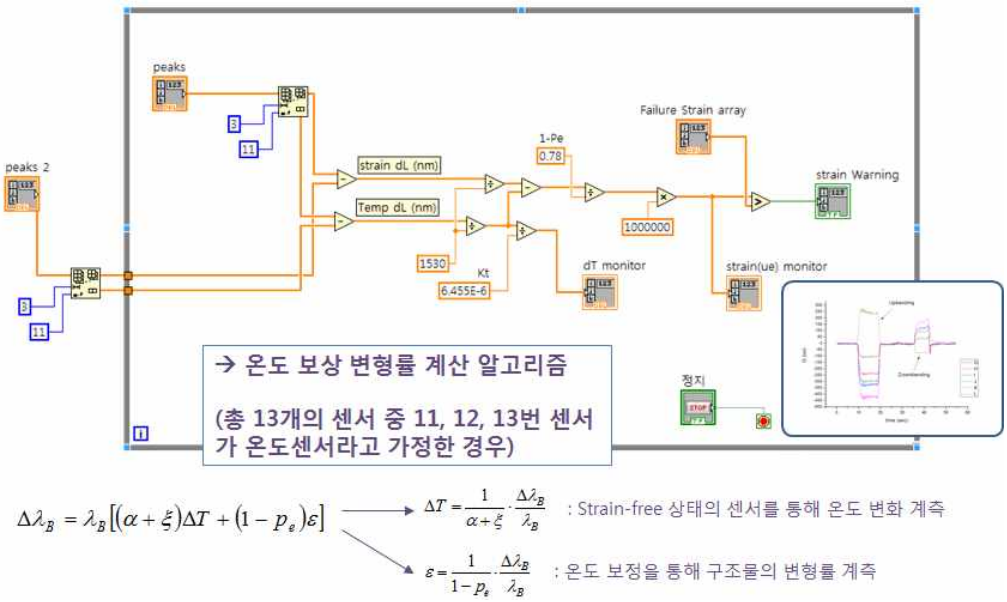


그림 52 온도 보상을 이용한 주익 변형률 이력 측정 알고리즘

(나) 날개 분포 하중 측정 및 진단 알고리즘 개발

구조 진단을 위해 FBG 센서에서 취득해야할 데이터 중 가장 중요한 것은 날개에 전반적으로 가해지는 분포 하중에 관한 것이다. FBG 센서로 취득 가능한 데이터는 부착된 구조물의 변형률이기 때문에 분포 하중을 측정하기 위해서는 변형률 데이터를 하중으로 변환하기 위한 알고리즘이 필요하다. 구조물의 위험 수준을 결정하는 것은 구조물을 구성하는 재료의 물성치에 따라 정해지는데, 구

조물에 가해지는 응력 값이 재료의 물성치 범위를 벗어나지 않아야 한다. 하지만 같은 재료로 구성된 구조물이라도 위치와 하중 조건에 따라 응력이 집중되거나 취약한 부위가 다르기 때문에 사전에 이에 대한 정보를 파악하는 것이 중요하다. 하지만 이러한 작업을 실 구조물에 대해서 직접 실험으로 얻기에는 한계가 있기 때문에 구조물의 유한 요소 모델을 이용한 유한 요소 해석을 통해 응력 집중 및 취약 부위를 선정하게 된다. 이로부터 센서를 설치할 적절한 위치를 선택할 수 있게 되는데 본 과제에서는 구조물에 대한 유한 요소 해석을 수행하지 않았기 때문에 구체적인 위치는 정해지지 않았다. 하지만 위치를 정하는 과정은 크게 어렵지 않고, 진단 알고리즘을 설계하는데 중요한 요소가 아니기 때문에 정확한 센서 위치의 결정 없이 하중 측정 알고리즘을 구성하였다.

이 같은 방법으로 센서의 위치가 선정되면 항공기 날개 구조에 사용된 재료로 만들어진 실제 시편에 대한 시험을 통해 변형률과 응력에 관한 데이터베이스를 구축하여 위험 하중 수준을 결정하게 된다. 또한 이 데이터베이스를 이용하여 FBG 센서의 변형률을 그 위치에서의 구조물의 응력 값으로 변환할 수 있게 된다. 따라서 날개의 주요 부위에 분포된 FBG 센서로부터 중심 파장의 변화를 계측하게 되고, 중심 파장의 변화를 통해 각 위치에서의 변형률을 실시간으로 측정할 수 있게 된다. 측정된 변형률을 사전에 구축한 변형률-응력 데이터베이스를 통해서 응력 값으로 변환하면 운행 중에 구조물의 전반적 부위에 가해지는 응력 값을 모니터링 할 수 있게 되고, 이 값이 위험 응력 수준을 넘어서게 되면 경고를 보내거나 하중 이력 보고서에서 이상 하중 값을 보인 지점으로 표시되게 된다. 이 같은 분포 하중 및 응력 측정을 위해서는 고속의 FBG 센서 데이터가 필요하지 않고 1 Hz 이상의 취득 주파수로 측정된 저속 변형률 데이터만 요구되기 때문에 향후 개발될 저가형 FBG interrogator를 이용해서도 충분히 측정이 가능하다. 따라서 소형 항공기용 c-HUMS에 적용이 가능한 구조 진단 알고리즘이라고 할 수 있다. 아래 그림은 날개의 분포 하중 측정 및 진단에 관한 알고리즘의 흐름도를 나타내고 있다.

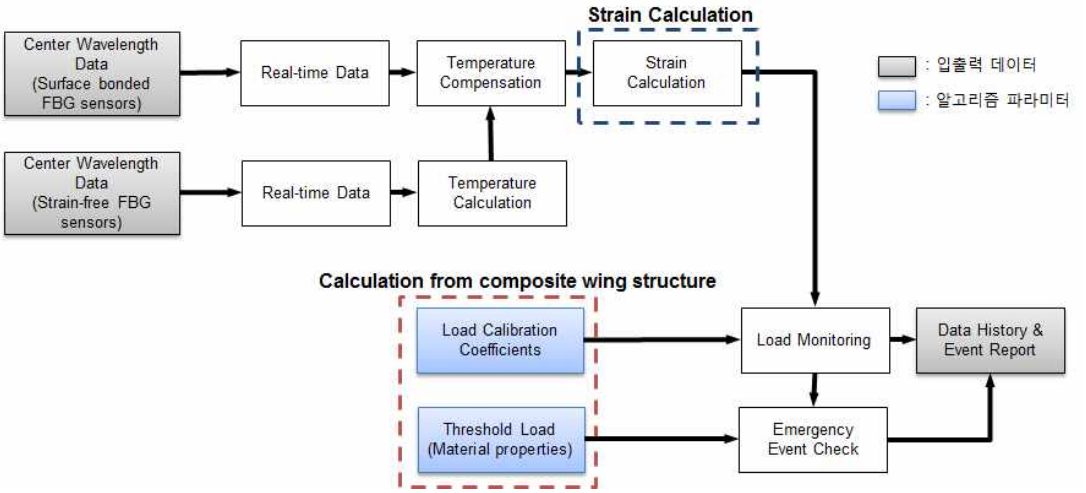


그림 53 날개 분포 하중 측정 및 진단 알고리즘 개념도

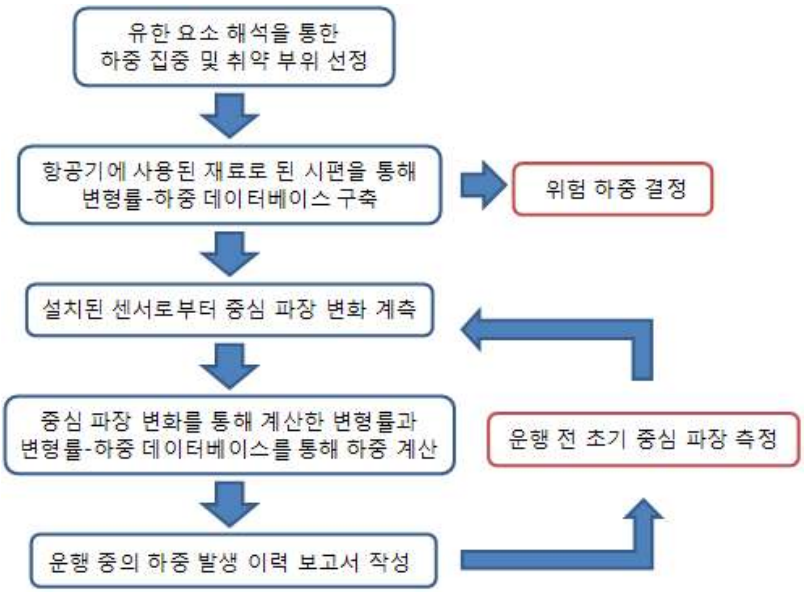


그림 54 날개 분포 하중 측정 및 진단 알고리즘

(다) 변형률 분포를 이용한 센서 부근의 균열 손상 탐지 알고리즘

외부의 하중에 대한 구조물의 응답은 구조물의 손상 정도에 따라 달라지는데 구조물의 응답 중의 하나인 변형률 분포 역시 구조물의 손상 유무에 따라 변화가 생기게 된다. 따라서 이러한 변형률 분포의 변화를 이용하면 구조물의 손상 발생 유무를 탐지할 수 있게 된다. 하지만 항공기의 날개에 발생하는 하중 조건

은 매우 다양하고 각 하중 조건에 따라서 변형률의 분포가 달라지기 때문에 우선적으로 다양한 하중 조건에 대해 건전한 상태에서의 변형률 분포에 대한 정보를 알아야 한다. 이를 위해 항공기 날개에서 발생할 수 있는 다양한 하중 조건 중 가장 빈번하고 구조물에 부담이 되는 하중 조건을 선정하고 이에 대한 유한요소 해석을 통해 건전한 상태에서의 변형률 분포에 대한 데이터베이스를 구축해야 한다. 그러나 실제로 측정되는 변형률 분포와 유한 요소 해석을 통해 얻는 변형률 분포 사이에는 차이가 있기 때문에 대표적인 하중 조건에 대해서 변형률 값을 보정하는 과정을 거쳐야 한다. 이것이 가능한 이유는 같은 하중 조건이라면 하중 값에 따라서 변형률의 값도 선형적으로 증가하기 때문이다. 따라서 위험 하중까지 하중을 가하는 시험을 하지 않더라도 안전한 하중 값을 이용해서 변형률 차이 값을 보정하여 건전한 상태에서의 변형률 분포 데이터를 확보할 수 있게 된다.

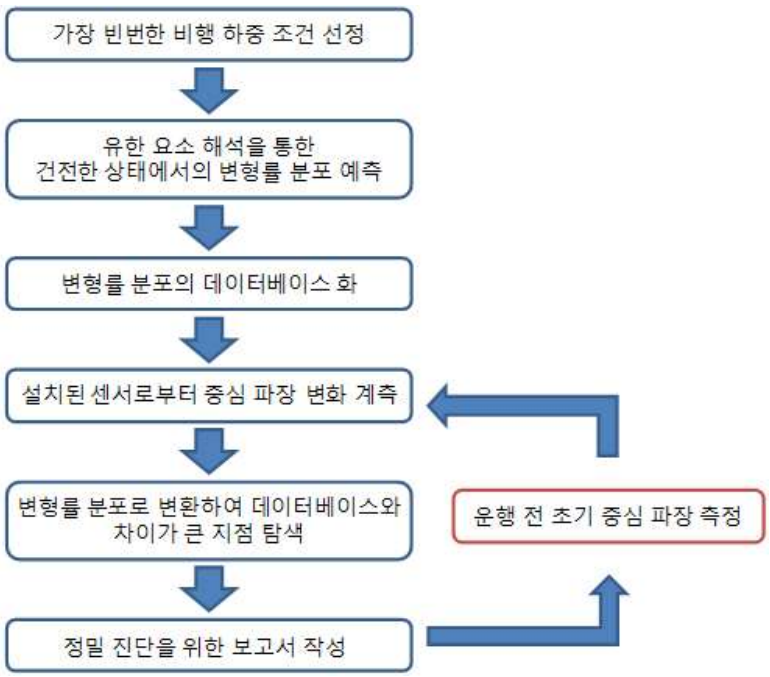


그림 55 변형률 분포를 이용한 균열 파손 측정 알고리즘

이 알고리즘에서 중요한 점은 센서의 부근에서 발생하는 균열 손상만을 감지할 수 있다는 점이다. 따라서 가장 효과적으로 본 알고리즘을 적용하기 위해서는 역시 균열 파손 발생 가능성이 높은 지점에 센서를 설치해야 하고 되도록 다

수의 센서를 사용해야 한다. 하지만 구조물에 다수의 센서를 사용하는 것에는 한계가 있고, c-HUMS를 위한 저가형 FBG interrogator가 계측할 수 있는 센서의 개수는 소량이기 때문에 최적의 위치에 센서를 설치하는 것이 우선적으로 고려되어야 한다.

(라) 고속 FBG interrogator를 이용한 충격 이벤트 감지 알고리즘

항공기에서 손상이 발생할 수 있는 원인 중에 하나로 작업 중 공구 추락이나 조류, 우박 등에 의한 충돌 이벤트가 있다. 이 같은 충격 이벤트를 감지하기 위해서는 1 kHz 이상의 취득 주파수로 FBG 센서 신호를 계측해야 하는데, 이는 고속 interrogator를 이용해야 가능하다. 따라서 현재 단계에서는 저가형 c-HUMS에 적용은 불가능하나 i-HUMS의 구축 과정에서 반드시 포함되어야할 진단 알고리즘이며 향후 단가가 낮아지게 되면 적용의 가능성이 높기 때문에 관련 알고리즘의 개발이 선행될 필요성이 있다.

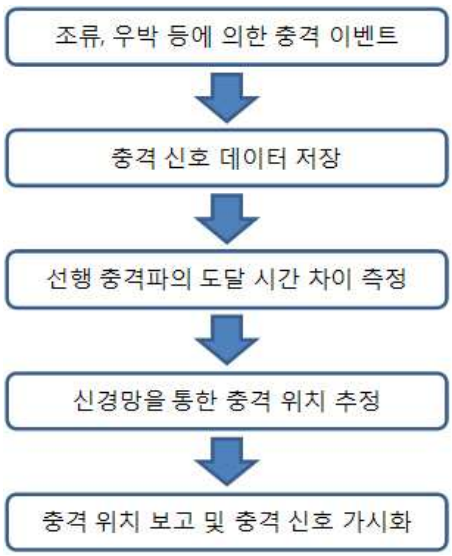


그림 56 충격 이벤트 감지를 위한 알고리즘

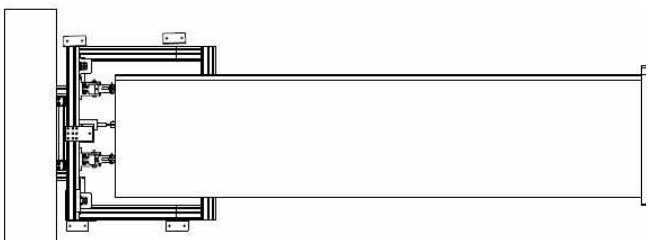
충격 이벤트가 발생할 가능성이 가장 높은 지역은 날개의 앞전(leading edge) 부분으로 운행 중 조류나 우박에 의한 저속 충격이 빈번하게 발생하게 된다. 따라서 이 지역에 설치된 FBG 센서로부터 충격 이벤트가 발생하는 순간의 구조

물의 고속 변형률이나 음향 방출(AE, Acoustic Emission) 신호를 계측하게 되면, 계측된 데이터의 분석을 통해 충격 손상 발생 유무나 충격이 가해진 위치 측정을 수행하게 된다.

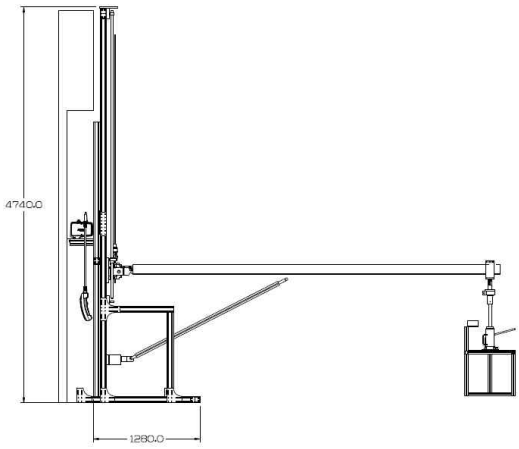
(5) 광센서 알고리즘 시험 환경 구성

(가) Test-bed 구조 주익 설치

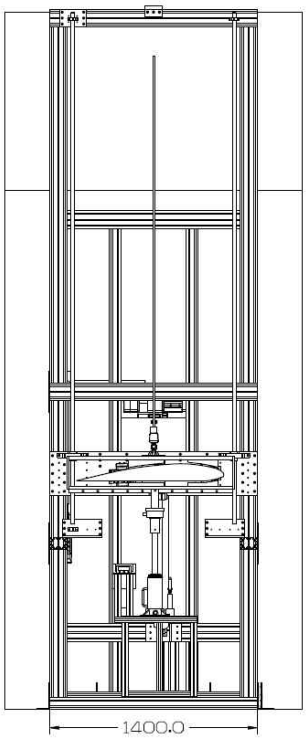
본 연구의 대상 항공기인 Jabiru-UL 항공기의 HUMS 적용을 위한 고장 진단 손상 데이터 확보 시험을 위해 주익 Test-bed를 설치하였다. 주익 Test-bed는 Jabiru-UL 실기와 동일하게 제작되었으며, 실기와 마찬가지로 날개 root 쪽은 핀 지지 되어있으며 strut가 포함된 구조로 구성되어 있다. 아래 그림은 고장 진단 손상 데이터 확보 시험을 위한 주익 고정 지그의 설계도를 보여준다.



(a) 상면도



(b) 정면도



(c) 측면도

그림 57 Jabiru-UL 주익 고정 지그 설계도

(나) 분포하중장치 설계 및 제작

설치된 주익 Test-bed를 이용하여 정적 하중 시험을 수행하기 위해 분포하중장치를 설계/제작하였다. 분포하중장치는 크게 외부 프레임과 외부 프레임에

설치된 도르래, 스트랩, 연결부, 그리고 추로 구성되어 있다. 본 분포하중장치는 총 4개의 upbending 또는 downbending 하중을 동시에 가할 수 있도록 제작되었다. 아래 그림은 주익 Test-bed에 설치된 분포하중장치를 보여준다. 그림에서 보는 것과 같이 외부 프레임에 도르래가 설치되어 있으며, 도르래는 스트랩과 항공기 주익을 연결한다. 또한 연결부를 통해 추와 연결하여 하중을 가하는 구조로 이루어져있다.



(a) 분포하중장치 (b) 하중장치 구성

그림 58 Test-bed 주익 분포 하중 장치

(다) Test-bed 광센서 설치

고장 진단 알고리즘 적용을 위한 손상 데이터 확보 실험을 위해 고정 지그에 설치된 Test-bed에 광센서 및 압전 센서를 설치하고, 신호 응답 테스트를 수행하였다.

광센서의 경우 현재 비행 시험을 위한 Jabiru-UL 실기 주익의 spar 부분에 변형률 측정을 위해 총 10개의 FBG 센서가 설치되어 있으며, 주익 지상 시험을 위한 Test-bed의 경우 Jabiru-UL 실기의 주익에 설치된 FBG 센서와 span 방향으로 동일한 표면 위치에 센서를 설치하였다. 그림 59는 Jabiru-UL 실기 주익에 설치된 10개의 FBG 센서 설치 위치를 보여준다. Jabiru-UL 실기의 경우 주익 내부 main spar 상부에 5개, 하부에 5개로 총 10개의 FBG 센서가 설치되어 있으나, Jabiru-UL 주익 Test-bed의 경우 센서 설치 전에 이미 제작이 완료되

어, Jabiru-UL 실기 주익의 내부 spar에 FBG 센서 설치가 불가능하기 때문에 span 방향으로 동일한 표면 위치에 총 10개의 변형률 센서를 설치하였다. 그림 60은 주익 Test-bed에 설치 완료된 FBG 센서를 보여주고 있다.

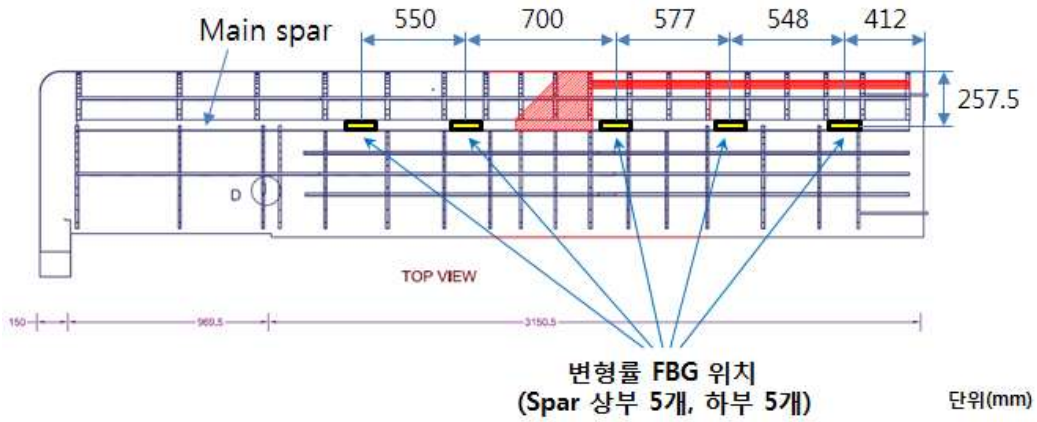
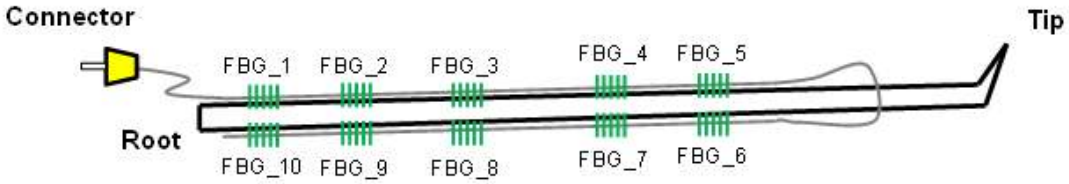
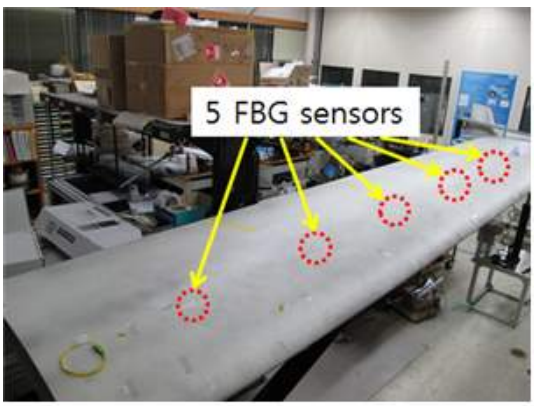


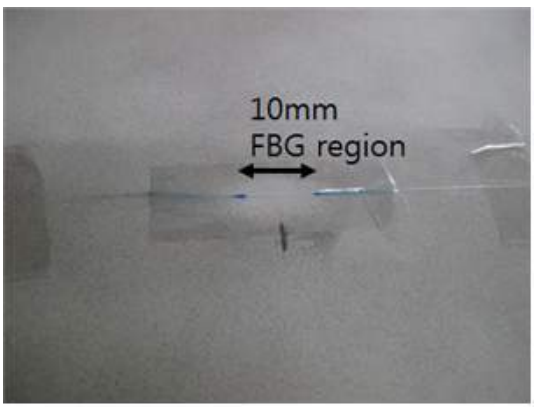
그림 59 Jabiru-UL 실기 주익의 FBG 센서 설치 위치



(a) Jabiru-UL 주익의 FBG 센서 설치 개략도



(b) 주익 상부에 설치된 FBG 센서



(c) 표면에 부착된 FBG 센서

그림 60 Jabiru-UL 실기 주익 Test-bed의 FBG 센서 설치

(6) 광센서 알고리즘 검증 실험

(가) 광센서 Reference 점검

고장 진단 알고리즘 적용을 위한 손상 데이터 확보 실험에 앞서 설치된 센서들의 건전성 및 신호 테스트를 수행하였다.

광센서의 경우 부착 전 FBG 센서의 중심 파장이 표 8에 나와 있다. 저가형 FBG interrogator의 측정 파장대인 1510 ~ 1550nm 영역 내에 각 FBG 센서의 중심 파장이 위치하도록 하였으며, 센서별 중심 파장은 3nm 간격으로 하였다.

표 8 주익 Test-bed 설치 전 FBG 센서 중심 파장

Sensor number	Bragg wavelength (nm)	Sensor number	Bragg wavelength (nm)
FBG1	1511.990	FBG6	1527.130
FBG2	1514.924	FBG7	1529.966
FBG3	1518.125	FBG8	1533.116
FBG4	1521.055	FBG9	1535.954
FBG5	1524.207	FBG10	1539.148

주익 Test-bed에 설치된 10개의 FBG 센서 사용 가능 여부를 판단하고자 광섬유 라인을 저가형 FBG interrogator에 연결하여 센서의 중심 파장을 측정하였다. 그림 61은 저가형 FBG interrogator로부터 측정된 FBG 센서의 peak를 보여준다. 측정 결과 10개의 FBG 센서로부터 정상적인 peak 측정이 이루어지는 것을 알 수 있다. 측정된 중심 파장 데이터로부터 설치된 센서의 반복도를 계산하였으며, 그 결과 설치된 모든 FBG 센서에서 6pm이하의 반복도를 보였다. 표 9는 주익 Test-bed에 설치 된 FBG 센서의 중심 파장 값을 보여준다. 설치 후 각 FBG 센서의 중심 파장이 조금씩 이동하였으나 그 크기가 작아 모든 FBG 센서가 저가형 FBG interrogator의 측정 파장 대에 모두 위치하는 것을 알 수 있다.

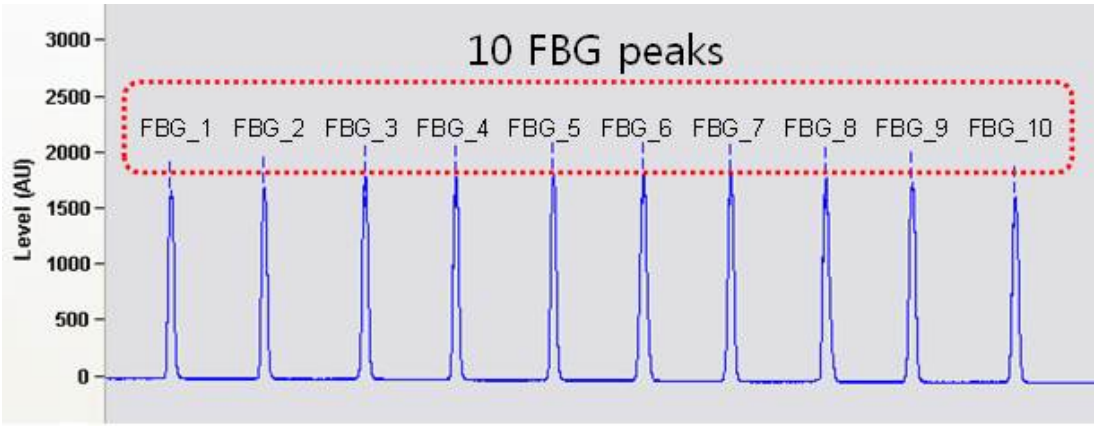


그림 61 FBG interrogator로 측정된 FBG 센서 Peaks

표 9 주익 Test-bed 설치 후 FBG 센서 중심 파장

Sensor number	Bragg wavelength (nm)	Sensor number	Bragg wavelength (nm)
FBG_1	1512.157	FBG_6	1527.372
FBG_2	1515.107	FBG_7	1530.171
FBG_3	1518.342	FBG_8	1533.277
FBG_4	1521.275	FBG_9	1536.101
FBG_5	1524.437	FBG_10	1539.520

(나) Test-bed 주익 정적 하중 운용 시험

10개의 FBG 센서가 설치된 주익 Test-bed에 23.1kg의 up/down 정적 하중을 주고 저가형 FBG interrogator를 이용하여 FBG 중심 파장 변화를 측정하여 하중 부가장치의 정상 작동 여부와 설치된 FBG 센서 신호 응답의 타당성, 그리고 저가형 FBG interrogator의 실 구조물로의 적용성을 검토하고자 하였다. 그림 62은 주익 Test-bed에 설치된 FBG 센서의 설치 위치와 up/down 정적 하중 부가 위치를 보여준다.

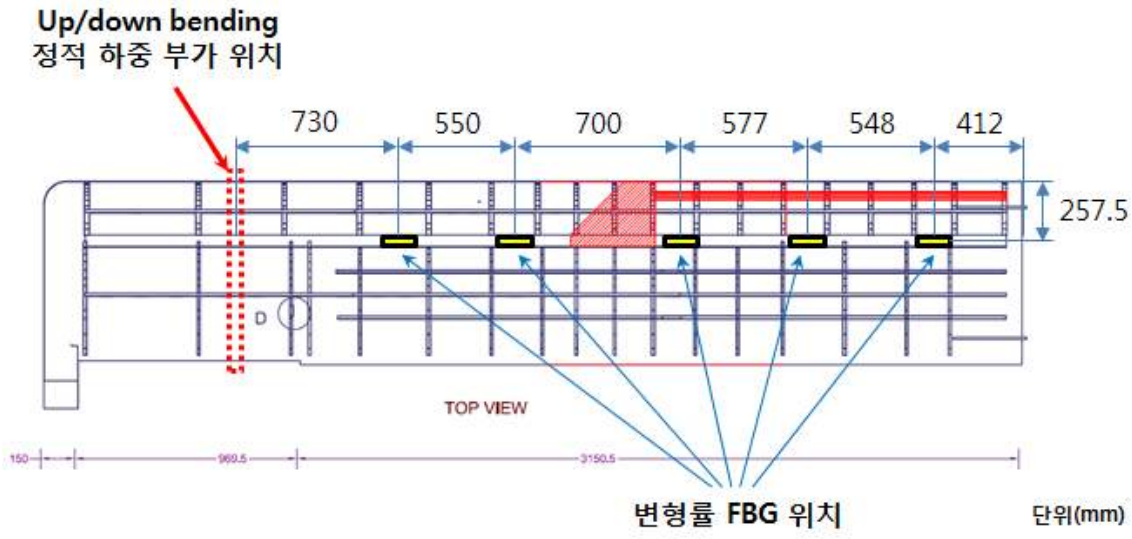


그림 62 Test-bed 주익에 설치된 FBG 센서 및 정적 하중 부가 위치

그림 63은 주익 Test-bed에 upbending 하중을 주고, 그때 측정된 FBG 센서의 변형률을 측정한 그래프이다. 주익 tip 부분에 upbending 하중을 주었을 경우 주익 상부에는 압축, 하부에는 인장 하중이 걸린다. Upbending 정적 하중 테스트에 대한 결과 주익 Test-bed 상부에 설치된 FBG 센서의 경우 압축이 가해지며, 주익 Test-bed 하부에 설치된 FBG 센서의 경우 인장이 가해진다. 측정결과로부터 날개 root에 위치한 FBG1과 FBG10으로부터 측정된 변형률 응답의 경우 다른 구간의 FBG 센서 변형률 보다 작으며, 이는 일반적인 다른 항공기 주익 변형률 분포와 다른 경향을 보인다. 일반적으로 단순지지 되어 있는 캔틸레버 구조의 주익의 경우 root 부근에서 최대 굽힘 모멘트가 발생하며, 이에 따라 가장 큰 변형률이 발생한다. 그러나 본 연구에서 대상이 된 Jabiru-UL 항공기 주익의 경우 주익 중간에 위치한 strut가 상하 변위를 제한하며, 또한 주익 root 부분이 rotate-free 상태인 핀지지(pinned)로 고정 되어있어 부근에서의 굽힘 모멘트가 가장 작아 일반적인 캔틸레버 구조의 주익과 다른 변형률 분포를 보임을 알 수 있다.

그림 64는 주익 Test-bed에 downbending 하중을 주고, 그때 측정된 FBG 센서의 변형률을 측정한 그래프이다. 앞선 upbending의 경우와 마찬가지로 날개 root에 위치한 FBG1과 FBG10에서 가장 작은 응답을 보이는 것을 알 수 있으며, 이는 주익 Test-bed의 날개 구조 및 경계조건에 기인한 결과이다.

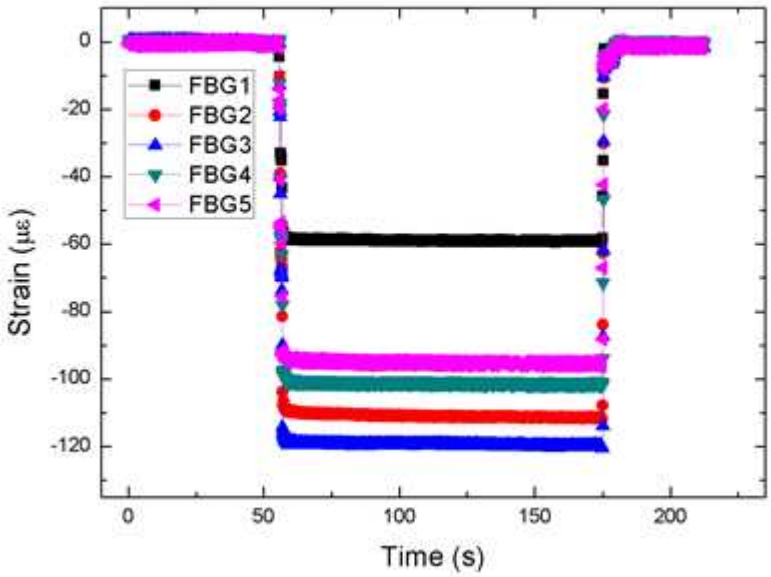


그림 63 downbending 시 주익 상부 변형률 응답

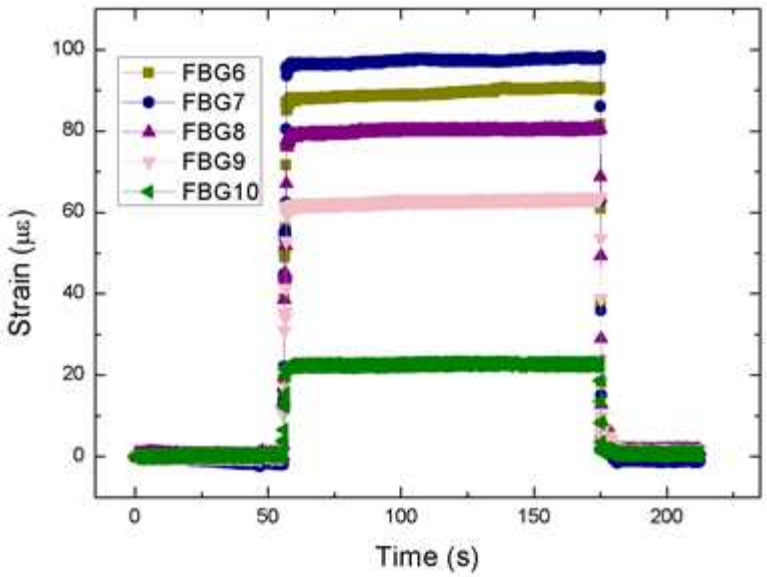


그림 64 downbending 시 주익 하부 변형률 응답

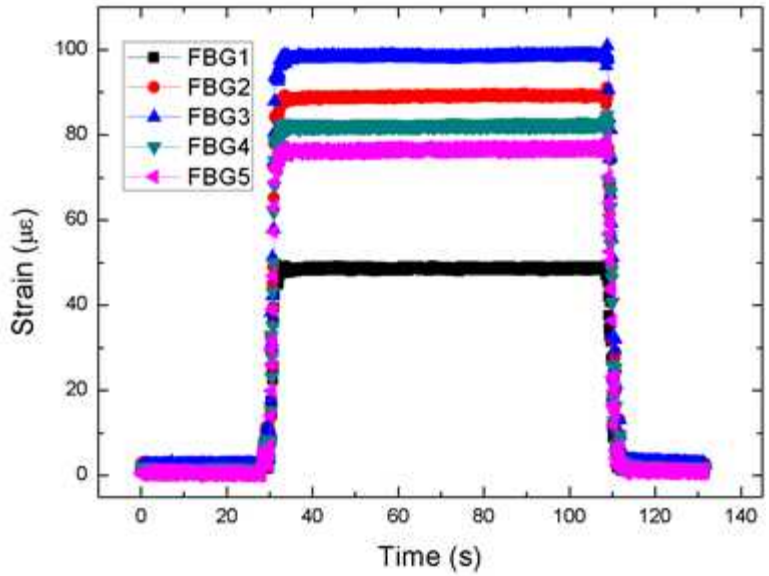


그림 65 upbending 시 주익 상부 변형률 응답

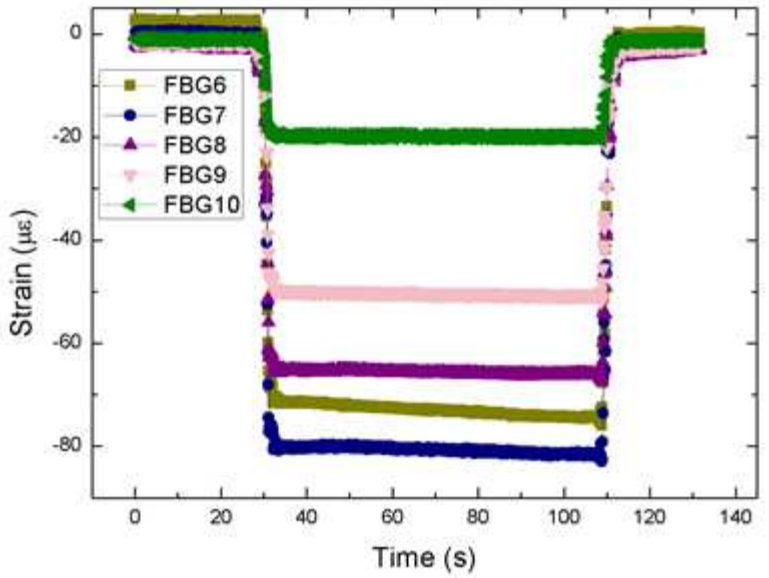


그림 66 upbending 시 주익 하부 변형률 응답

개발된 실시간 안전 진단 알고리즘 검증을 위한 주익 Test-bed 센서 설치 및 테스트 결과 10개의 FBG 센서 모두 성공적으로 설치되었으며, 응답 신호 또한 모든 센서에서 정상적으로 취득되는 것을 알 수 있었다.

(다) 손상 데이터 확보 실험

① 저가형 FBG interrogator를 이용한 온도보상 변형률 측정 실험

본 연구에서 개발된 주익 변형률 이력 측정 알고리즘은 소형 항공기의 안전 진단 시스템 구축을 위한 여러 알고리즘들의 가장 기본이자 핵심이 되는 알고리즘이다. 이는 변형률 이력 측정을 통해 항공기 주익에 발생하는 다양한 하중 상태와 손상 여부를 판단할 수 있기 때문이다. 광센서는 변형률뿐만 아니라 온도에 의해서도 그 중심파장이 변하기 때문에 보다 정확한 변형률 값을 측정하기 위해선 이러한 값의 보상이 반드시 필요하다. 본 연구에서 개발된 변형률 이력 측정 알고리즘은 FBG 센서의 설치방법에 따라 온도 측정과 변형률 측정을 구분할 수 있는 방법을 적용하여 온도 보상된 순수한 변형률 값을 얻게 된다.

본 실험은 주익 Test-bed 구조물을 이용하여 개발된 저가형 FBG 인터로게이터의 실제 구조물로의 적용성과 온도 및 변형률 측정 성능을 동시에 평가하고자 한다. 또한 개발된 주익 변형률 이력 측정 알고리즘의 온도 보상 알고리즘의 동작 여부와 성능을 검증하여 실제 비행 중 온도보상 변형률 측정 성능을 파악하고자 한다.

그림 67는 본 온도보상 변형률 측정 실험의 구성을 보여주고 있다. 온도보상을 수행하기위해 총 2개의 FBG 센서를 동일한 위치에 설치하였으며, 이때 하나의 FBG 센서는 표면에 부착시켜 설치(surface-mounted FBG)하였고, 나머지 하나의 FBG 센서는 표면에 변형률 영향을 받지 않도록 설치(strain-free FBG)하였다. 구조물에 하중을 가하기 위해 추를 사용하여 외부하중을 가하고, 동시에 열풍기를 이용하여 Test-bed의 국부적인 온도변화를 유도하였다.

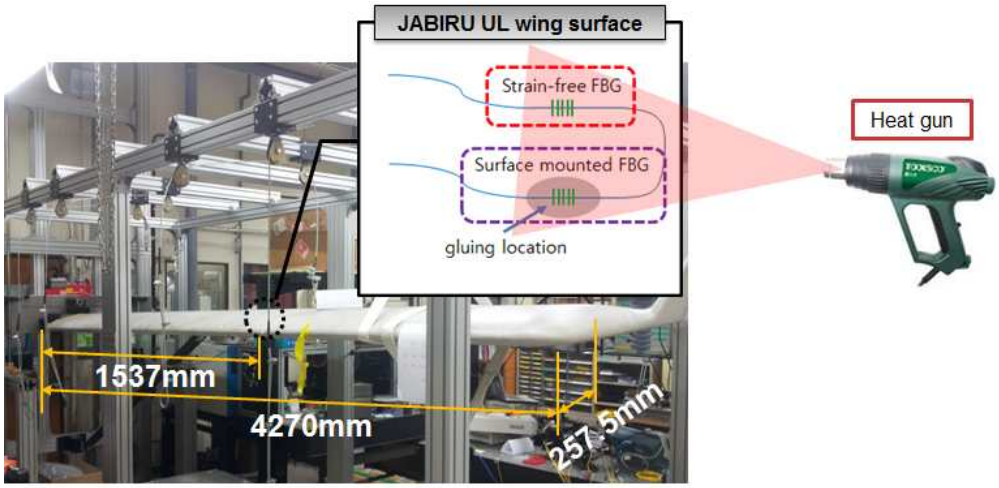


그림 67 온도보상 변형률 측정을 위한 실험 구성

위 그림은 하중 및 온도 변화를 가하였을 때 주익 Test-bed 표면에 부착된 FBG 센서의 중심파장 변화를 나타낸 그림이다. 결과를 통해 표면에 부착된 FBG 센서의 경우 하중과 온도변화에 모두 중심파장이 변하는 것을 결과 그래프를 통해 알 수 있다.

위 그림은 하중 및 온도 변화를 가하였을 때 주익 Test-bed 표면에 변형률 영향을 받지 않도록 설치된 FBG 센서의 중심파장 변화를 나타낸 그림이다. 결과를 통해 표면에 부착된 FBG 센서의 경우 하중에 의해선 중심 파장이 변하지 않으나 온도변화에 따라 중심파장이 급격히 변하는 것을 결과 그래프를 통해 알 수 있다.

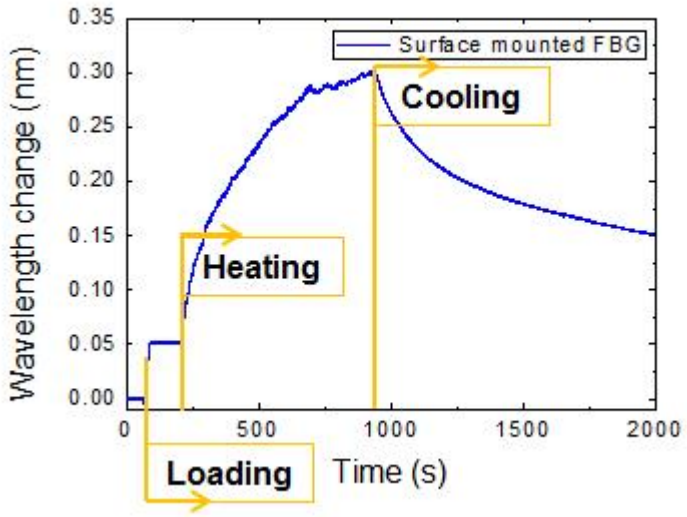


그림 68 표면에 부착된 FBG 센서의 중심 파장변화

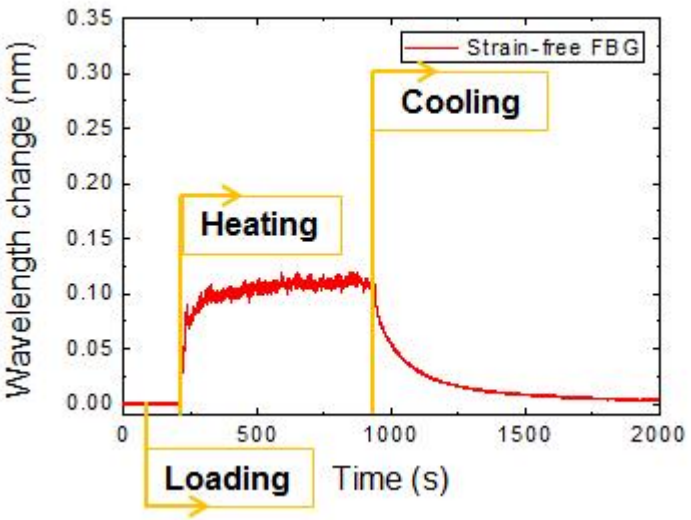


그림 69 표면에 부착된 FBG 센서의 중심 파장변화

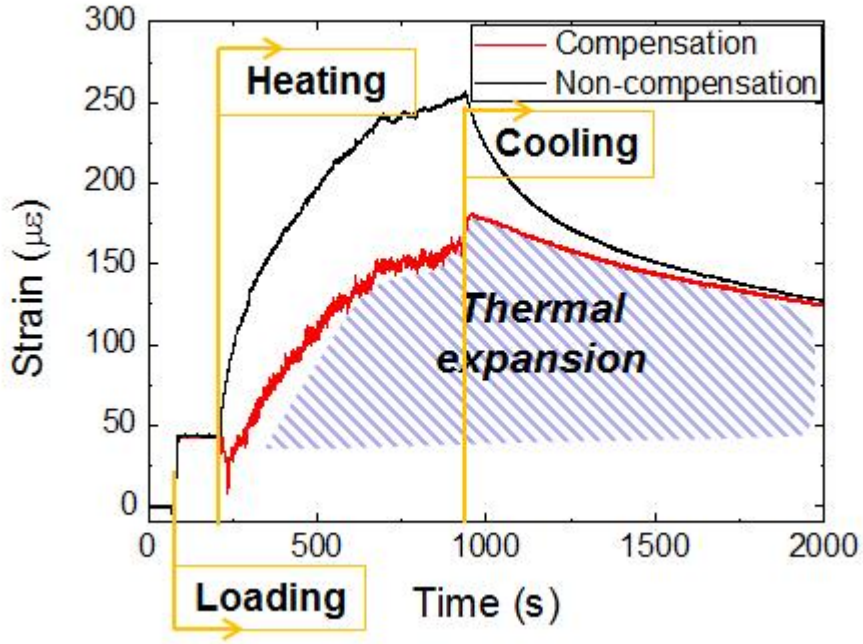


그림 70 온도 보상 변형률 측정 결과

앞선 두 FBG 센서의 측정 데이터를 이용하여 온도 보상을 수행하였다. 그림 70은 온도보상 결과이다. 온도보상 알고리즘 적용을 통해 온도에 의한 중심 파장 변화의 영향이 제외된 구조물에 발생하는 실제 기계적 변형률을 측정할 수 있었다. 또한 측정 결과를 통해 온도변화에 의해 주익 Test-bed에 발생하는 열팽창에 의한 큰 변형률 증가를 확인할 수 있었으며, 이러한 온도에 따른 변형률 크기 변화가 추후 비행시험 데이터 결과 분석에 충분히 고려되어야 한다.

(라) 실기 운용 실험

고장 진단 알고리즘 적용을 위한 실기 운용 실험에 앞서 Jabiru-UL 실기에 설치된 FBG 센서의 이상 유무를 점검하고 계측 FBG 신호 데이터 유효성 검토를 위한 실험을 수행하였다.

먼저 FBG 센서 이상 유무 점검을 수행하였다. Jabiru-UL 실기에는 각각 좌익 12개, 우익 12개의 FBG 센서가 주익 내부 spar에 설치되어 있으며 저가형 FBG interrogator가 항공기 내부에 장착되어 각 센서의 중심 파장 변화를 측정한다. 본 광센서 지상 점검 및 데이터 유효성 검토를 위한 실험에서는 비행 전

취득된 FBG 센서 신호의 유효성을 판단하기 위한 체크리스트를 사전에 작성하였으며, 크게 각각 좌익과 우익에 설치된 FBG 센서 개수와 취득된 FBG 센서의 초기 중심 파장 값을 비교하여 비행 전 FBG 센서의 이상 유무를 점검하였다. 아래는 데이터 획득 유효성 점검을 위한 sortie 11-1의 비행시험 계측 응답 결과를 기록한 결과이며 결과 분석을 통해 좌익과 우익에 설치된 총 24개의 FBG 센서에서 모두 유효한 응답을 보이는 것을 알 수 있다.

FBG 센서 개수 체크리스트		
	센서 개수 (정상 : 12개)	이상 유무 (O/X)
CH1_좌익	12	O
CH2_우익	12	O

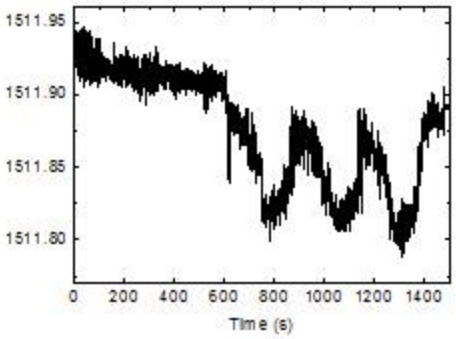
CH1_좌익 FBG 센서별 체크리스트					
구분	번호	검사 항목별 결과			이상 유무 O/X
		중심파장 최소값	중심파장 현재값	중심파장 최대값	
변형률 센서	1	108000 <	119430	< 128000	O
	2	135000 <	146450	< 155000	O
	3	168000 <	179383	< 188000	O
	4	198000 <	209024	< 218000	O
	5	226000 <	237637	< 246000	O
	6	257000 <	267367	< 277000	O
	7	290000 <	300744	< 310000	O
	8	319000 <	330515	< 339000	O
	9	354000 <	364651	< 374000	O
	10	379000 <	390088	< 399000	O
온도 센서	11	410000 <	420746	< 430000	O
	12	437000 <	447168	< 457000	O

CH2_우익 FBG 센서별 체크리스트					
구분	번호	검사 항목별 결과			이상 유무 O/X
		중심파장 최소값	중심파장 현재값	중심파장 최대값	
변형률 센서	1	108000 <	116324	< 128000	O
	2	138000 <	146488	< 158000	O
	3	172000 <	182181	< 192000	O
	4	201000 <	212239	< 221000	O
	5	227000 <	238610	< 247000	O
	6	258000 <	268816	< 278000	O
	7	288000 <	299046	< 308000	O
	8	321000 <	331656	< 341000	O
	9	349000 <	359575	< 369000	O
	10	382000 <	392607	< 402000	O
온도 센서	11	404000 <	415018	< 424000	O
	12	437000 <	447548	< 457000	O

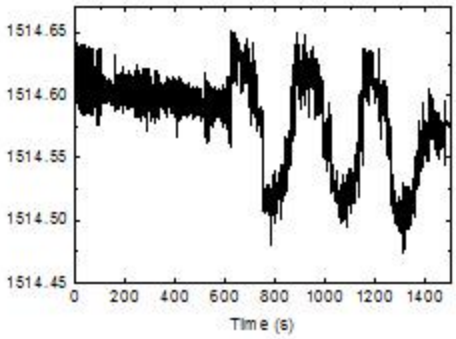
FBG 센서 이상 유무 점검을 수행한 후에 비행 중 데이터 추출 및 온도/변형률 응답을 구하고 데이터의 유효성을 판단하고자 하였다. 그림 71와 72는 비행 중 Jabiru-UL 실기 주익에 설치된 FBG 센서로부터 얻어진 중심 파장 변화를 나타낸 그래프이다. 본 계측 FBG 신호 데이터 유효성 검토를 위한 비행 시험은 3번의 touch and go 임무를 수행하며 데이터를 기록하였다. 측정 결과 모든 취득 신호는 좌우 날개 대칭의 분포를 보이며 유효한 응답을 출력하였으며, 신호를 통해 이착륙 순간을 파악할 수 있었다.

측정된 FBG 센서의 중심 파장 변화를 토대로 온도 센서의 이상 유무를 점검하고 온도보상 변형률 측정을 위한 온도 센서를 선정하였다. 각 주익 당 12개의 FBG 센서 중에서 FBG1~10번은 변형률 센서, FBG11, 12번은 온도센서로 선정되어 설치되었다. 비행 중 중심 파장 변화 측정 결과를 살펴보면 좌익(CH. 1) FBG11번 센서와 우익(CH. 2) FBG12번 센서의 경우 주익 변형률 및 진동에 영향을 받으며 온도센서로서 사용이 불가능하였다. 그러나 좌익(CH. 1) FBG12번

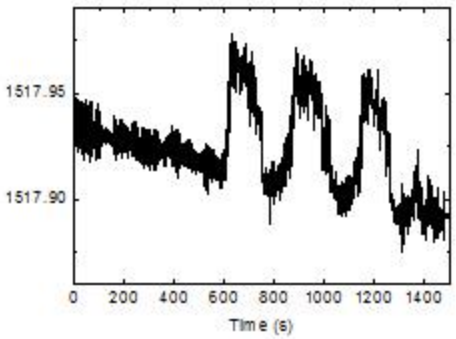
센서와 우익(CH. 2) FBG11번 센서의 경우 비행 중 변형률 및 항공기 진동에 영향을 거의 받지 않으며 유효한 온도 응답을 출력하였다. 따라서 본 데이터 유효성 검토 결과를 통해 온도보상을 위한 온도 센서를 각각 좌익-FBG12, 우익-FBG11로 선정하였다.



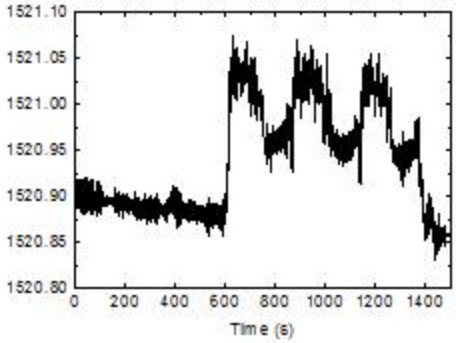
(a) FBG1



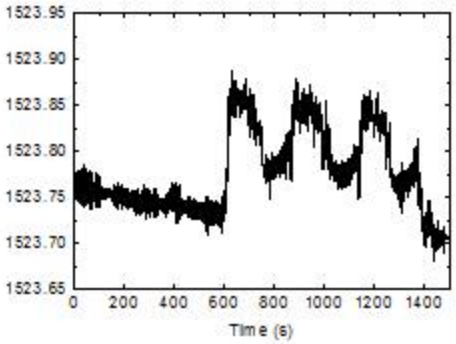
(b) FBG2



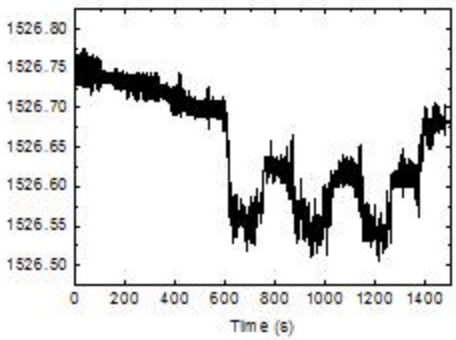
(c) FBG3



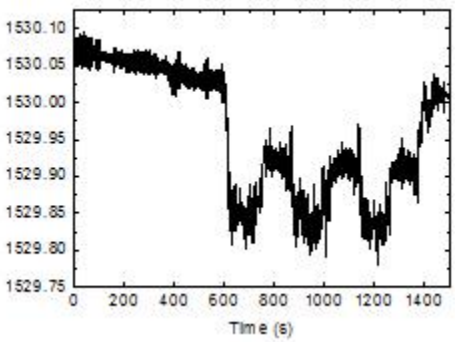
(d) FBG4



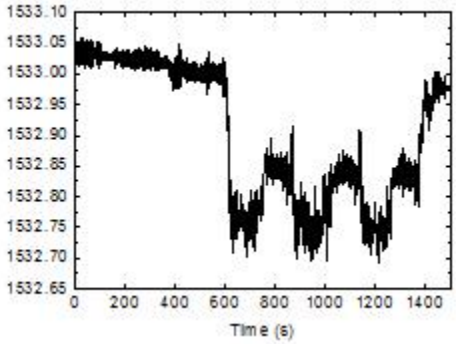
(e) FBG5



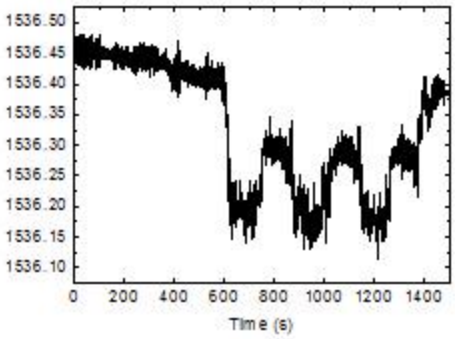
(f) FBG6



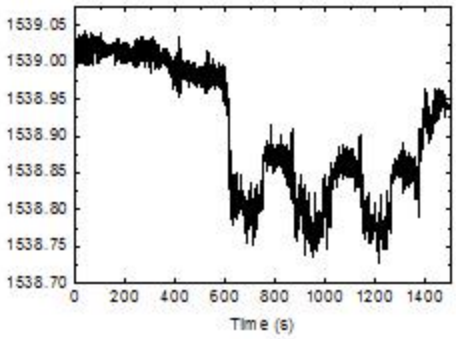
(g) BG7



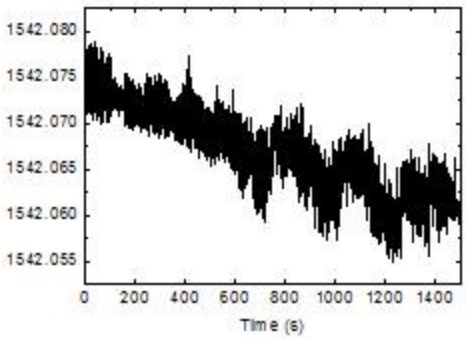
(h) FBG8



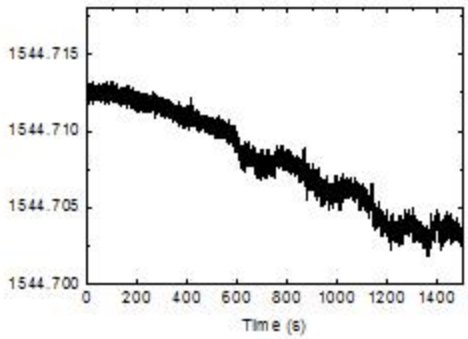
(i) FBG9



(j) FBG10

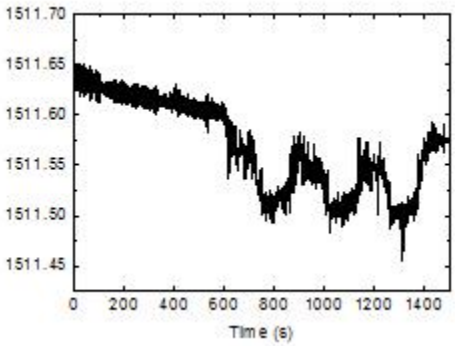


(k) FBG11

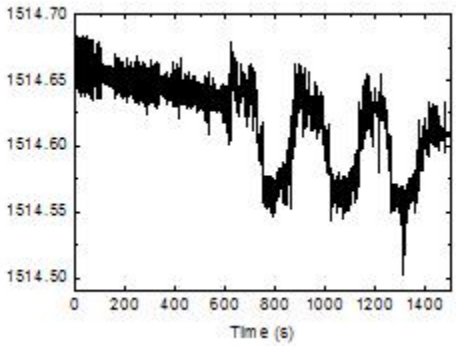


(l) FBG12

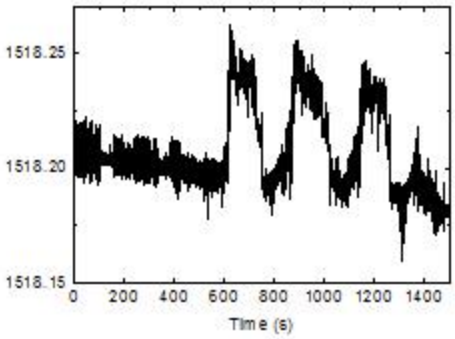
그림 71 Jabiru-UL 실기 좌익 비행 중 중심 파장 변화



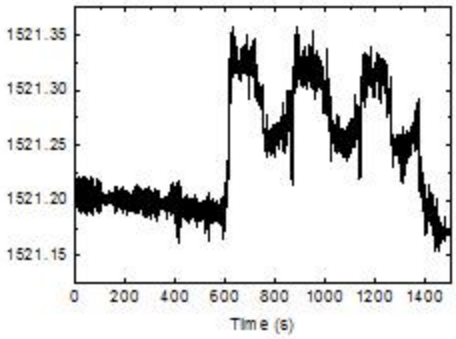
(a) FBG1



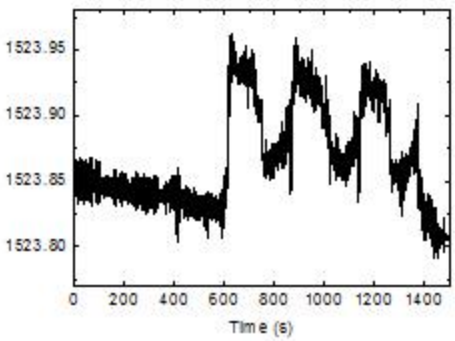
(b) FBG2



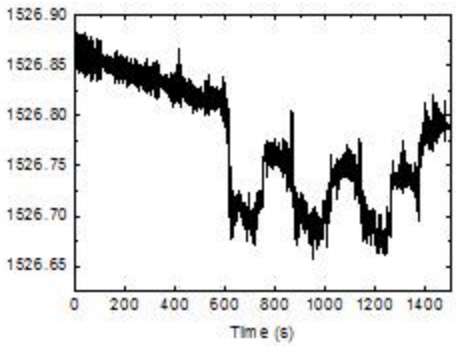
(c) FBG3



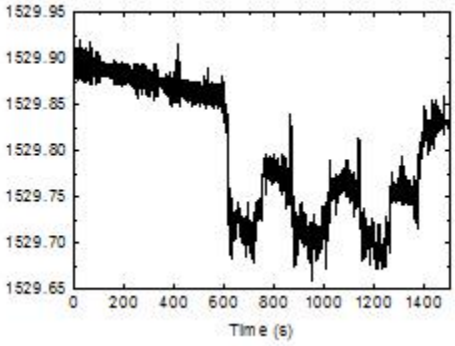
(d) FBG4



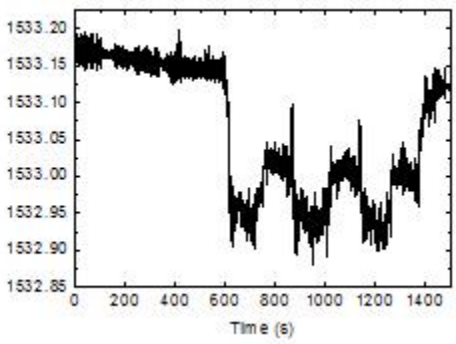
(e) FBG5



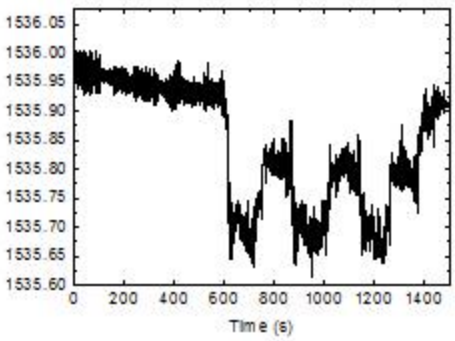
(f) FBG6



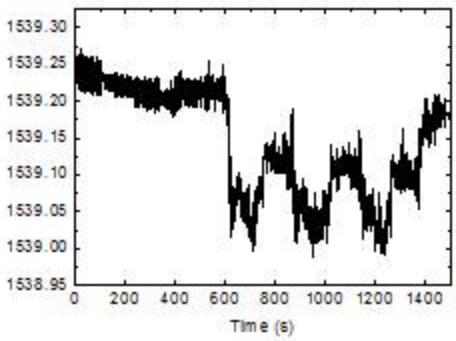
(g) FBG7



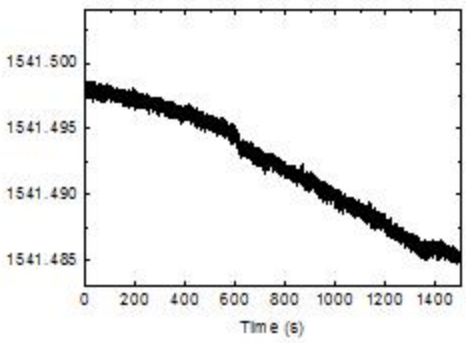
(h) FBG8



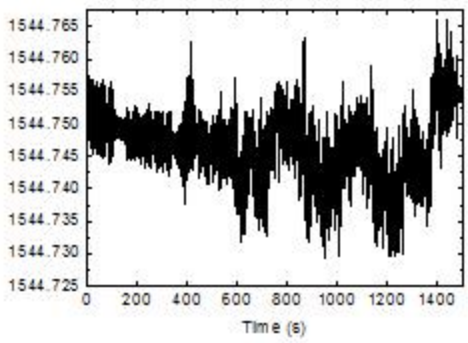
(i) FBG9



(j) FBG10



(k) FBG11



(l) FBG12

그림 72 Jabiru-UL 실기 좌익/우익 비행중 중심 파장 변화

나. 압전센서 기반의 안전진단 알고리즘 개발

압전센서 기반의 안전진단 알고리즘은 광센서와 같이 복합재 기반의 구조 건전성 알고리즘 개발을 목표로 진행되고 있기 때문에 요구도 분석 및 시스템 구성은 동일하다.

(1) 저가형 Impedence Analyzer 시험 장비 적용

(가) 임피던스 기반 기법(Impedance-based method)의 원리

압전 재료는 외력을 가하였을 때 전압을 발생시키는 압전 효과와 외부에서 전기장이 가해지면 형상이 변화하는 역압전 효과를 보이는데, 이러한 특성 때문에 외부에서 가변적인 전기장이 가해지게 되면 이로 인해 압전 재료가 작동하게 된다. 압전 재료가 작동함에 따라 압전 재료가 장착된 피구조물이 국부적으로 변화하게 되고, 그로 인해 구조물은 동적 응답을 보이게 된다. 이 응답은 다시 압전 재료로 전달 되고, 압전 재료는 전기적인 응답을 보이게 된다. 구조물에 변형이나 외부 충격 등으로 인해 손상이 발생하게 되면 이 전기적 응답의 위상이 변하거나 그 크기가 변하게 되는데, 이러한 응답 특성을 측정하고 분석하면 구조물의 국부적인 변화를 모니터링 하는 것이 가능하다. 구조물의 건전성을 모니터링 하고자 하는 부위에 압전 센서를 장착하고, 그 임피던스를 모니터링 함으로써 이와 같은 일련의 과정을 쉽게 수행 할 수 있는데, 이를 임피던스 기반 기법(Impedance-based method)이라고 한다.

임피던스 기반 기법은 압전 센서가 작고 전력이 적게 든다는 점과 본 기법이 사용되는 상황마다 시스템의 모델이 독립적이라는 장점이 있다. 이러한 기법을 실제 응용 분야에 적용하기 위해서는 압전 센서와 구조물 사이의 관계를 나타내는 모델을 설계할 필요가 있으며, 보다 적합하고 효율적으로 설계하기 위해서는 측정 주파수 영역이나 센서의 위치 및 개수가 최적화 되어야 한다. 더불어 센서의 자가 진단, 전달 임피던스, 다중 통신 문제 등 또한 고려되어야 할 필요가 있다. 임피던스 기반의 구조 건전성 모니터링 시스템의 압전 센서와 구조물 사이의 관계를 나타내는 모델은 이미 개발 되었으며 이를 아래 그림에 나타내었다.

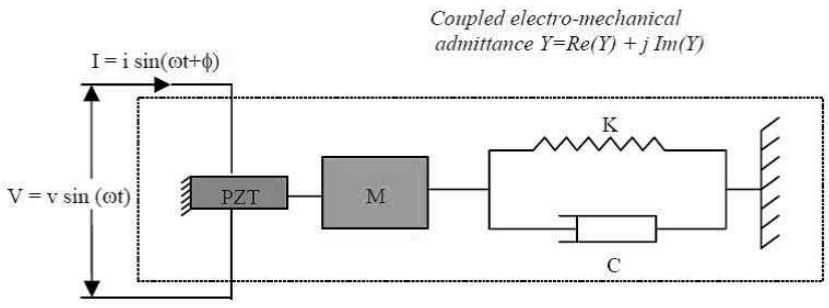


그림 73 압전 센서와 구조물의 임피던스 모델

압전 재료로 인해 구조물에 작용하는 힘 F와 변위 x, 자유감쇠변위 x_{in}, 압전 재료의 정적 강성 K_A와의 관계는 $F=K_A(x-x_{in})$로 나타낼 수 있으며, 동적 거동을 식으로 나타내면 $F=-Z\dot{x}$로 나타낼 수 있다. Z는 스프링-질량-감쇠 시스템의 기계적 임피던스를 나타내며 $Z=c+m\frac{\omega^2-\omega_n^2}{\omega}i$로 정의된다. 여기서 c는 감쇠 계수, m은 질량, ω는 가진 주파수, ω_n은 공유 진동수($\omega_n=\sqrt{K_S/m}$)이다. 조화 정상 상태(harmonic steady state)에서 $\dot{x}=\omega i x$이며 $F=-[c\omega i-m(\omega^2-\omega_n^2)]x$로 나타낼 수 있다. 압전 재료의 동적 특성을 시스템에 도입하면 보에 대한 기계적 임피던스의 역수인 어드미턴스 Y는 다음과 같이 정의 된다.

$$Y(w)=iwa(\epsilon_{33}^{-T}-\frac{Z_S(w)}{Z_S(w)+Z_a(w)}d_{3x}^2\hat{Y}_{xx}^E)$$

여기서 Z_a는 압전 재료의 기계적 임피던스, Z_S는 구조물의 기계적 임피던스 Y_{xx}^E는 전기장이 0일 때의 압전 재료의 복소 탄성계수(complex modulus), d_{3x}는 응력이 0일 때의 x방향의 압전 커플링 상수, ϵ_{33}^T는 응력이 0일 때의 유전 상수, 그리고 a는 압전 재료의 기하학적 상수이다. 이 관계식은 구조물에 장착된 압전 재료의 전기적 임피던스가 구조물의 기계적 임피던스와 직접적인 관계가 있다는 것을 보여준다.

(나) 기존의 Impedance Analyzer의 계측 원리

본 연구에서는 애질런트 테크놀로지스(Agilent Technologies)에서 나온 정밀 임피던스 분석기(high precision impedance analyzer)인 Agilent HP4294A에 I-V 컨버터인 42941A를 장착하여 사용하였다. 기본 HP4294A는 자동 평형 브리지 방법을 채택하고 있으나, 42941A를 장착하게 되면 I-V 방법을 사용하여 임피던스를 측정하게 된다.

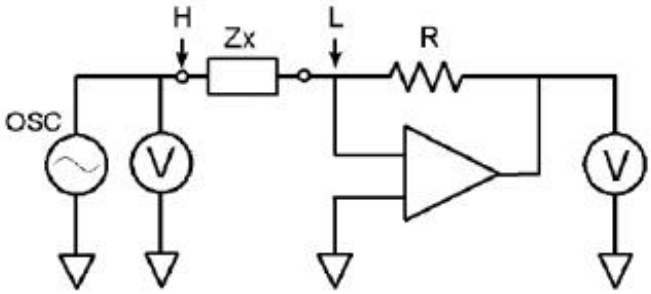


그림 74 자동 평형 브리지 방법

자동 평형 브리지 방법은 그림 74와 같다. DUT를 통해 흐르는 전류는 저항기 R에도 흐르게 되고, "L"점(가상 접지)의 전위는 R을 통해 흐르는 전류가 I-V컨버터 증폭기의 작동에 의해 DUT 전류와 평형을 이루기 때문에 0 volt로 유지된다. DUT 임피던스는 고전위 단자의 전압 측정과 저항기 R의 전압을 측정하여 계산된다.

실제로 자동 평형 브리지의 구성은 장비의 타입에 따라 다르다. 일반적으로 100 kHz 이하의 저주파수 범위에서 LCR 계기는 I-V 컨버터용 단순 연산 증폭기를 이용한다. 이런 타입의 장비는 증폭기 성능이 제한되어 있기 때문에 고주파수에서 정확도에 단점이 있다. 광대역 LCR 계기와 임피던스 분석기는 정교한 널(null) 검출기와 위상 검출기, 적분기, 벡터 변조기로 구성된 I-V 컨버터를 사용하여 1 MHz 이상의 넓은 주파수 범위에서 정확한 결과를 얻는다. 이런 타입의 장비를 이용할 수 있는 최대 주파수는 110 MHz이다. Agilent HP4294A의 주요 사항은 아래 표와 같고 단순 아날로그 부분 배치도를 아래 그림에 나타내었다.

표 10 Agilent HP4294A의 주요 사항

테스트 신호	주파수 : 40 Hz ~ 110 MHz, 1 mHz 분해능 신호 레벨 : 5 mV ~ 1 V rms
임피던스 측정 파라미터	|Z|, |Y|, θ, R, X, G, B, L, C, D, Q
임피던스 측정 범위	3 mΩ ~ 500 MΩ
측정 기본 정확도	판독값의 0.08 %
디스플레이	컬러 그래픽 디스플레이, 6 디지트
DC 바이어스	0 V ~ ±40 V, 0 mA ~ ±100 mA

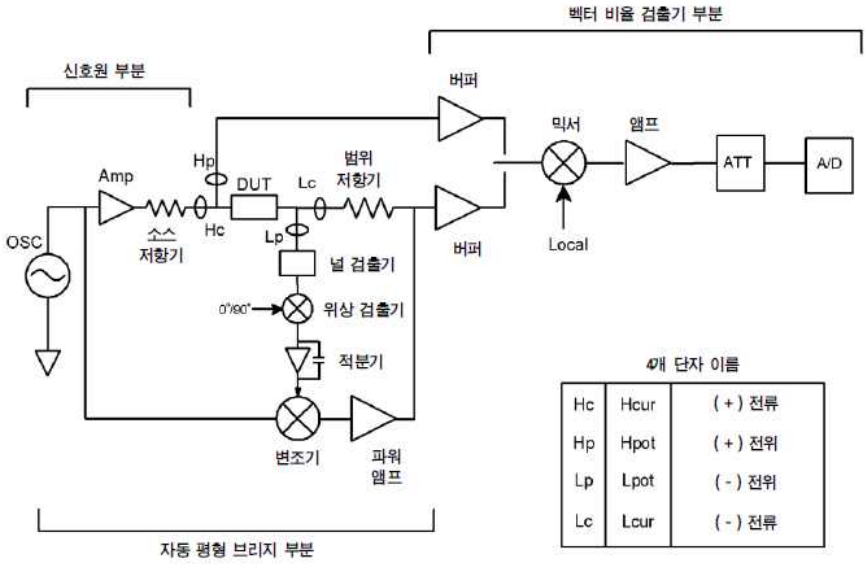


그림 75 Agilent 4294A의 단순 아날로그 부분 배치도

본 연구에서는 HP4294와 함께 사용된 42941A가 I-V 컨버터로 이 장치를 장착함으로써 I-V 방법으로 임피던스를 측정하였다. I-V 방법은 미상의 임피던스 Zx를 측정된 전압과 전류 값을 토대로 구하는 것을 말한다. 전류는 정확히 알고 있는 낮은 값 저항기 R에 가해지는 전압을 측정하여 계산 할 수 있다. 실제로 낮은 값 저항기를 회로에 놓았을 때 생기는 효과를 막기 위해 R 대신 저손실 트랜스포머를 사용한다. 그러나 트랜스포머는 적절한 최저 주파수 범위를 제한한다. I-V방법을 아래 그림에 나타내었다.

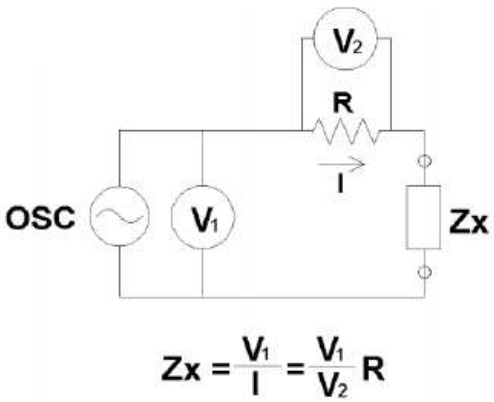


그림 76 I-V 방법

(다) 저가형 Impedance Analyzer의 제작 방안

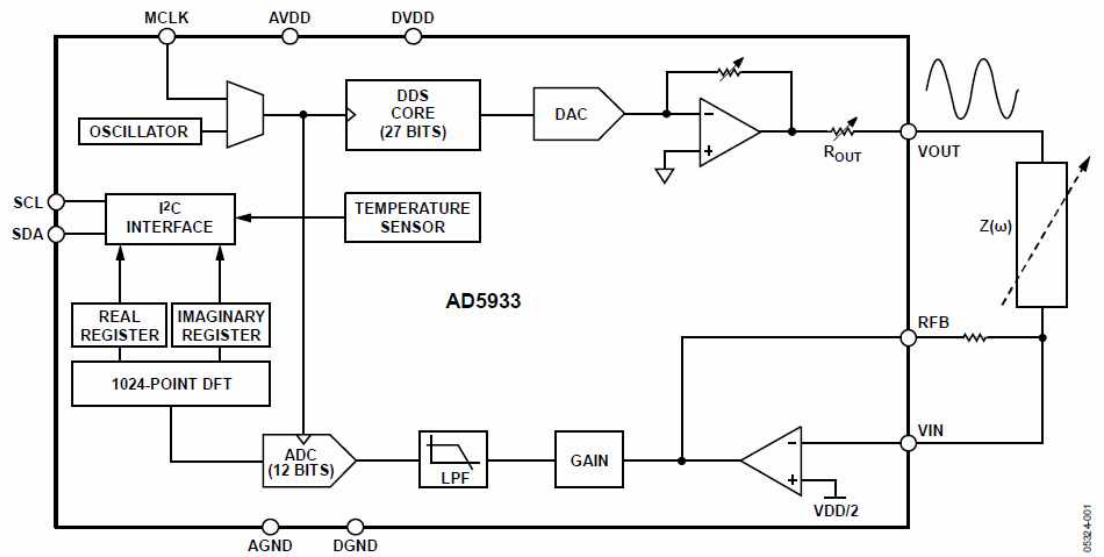


그림 77 AD5933의 블록 다이어그램

본 연구에서 사용하고 있는 Agilent HP4294A는 정밀 임피던스 분석기(high precision impedance analyzer)로 5,000 만원 이상의 고가 장비이다. 게다가 1 채널만 지원하기 때문에 동시에 다점 측정이 불가능하다. 따라서 다채널을 지원하는 저가의 임피던스 분석기를 제작하였다. 임피던스를 측정하기 위한 Chip으로 Analog Devices, Co.에서 나온 AD5933을 이용하여 회로를 구성하여 임피던스 분석기를 구성하였다. AD5933은 임피던스 측정을 위해 초소형 직접 솔루션을 제공하며 최대 100kHz의 주파수로 복합 임피던스(100 Ω ~ 10 MΩ)로 가하는 것이 가능하다. 임피던스에서 발생한 응답 신호는 온-보드 ADC에 의해 샘플링 되며, DFT(discrete Fourier transform)는 온-보드 DSP(digital signal process) 엔진에 의해 처리된다. AD5933의 블록 다이어그램을 아래 그림에 나타내었다.

Analog Devices, Co.는 위의 AD5933의 사용을 위한 전용 보드 EVAL_AD5933EBZ와 사용 소프트웨어를 제공하고 있다. 전용 보드의 구성은 아래 그림과 같다.

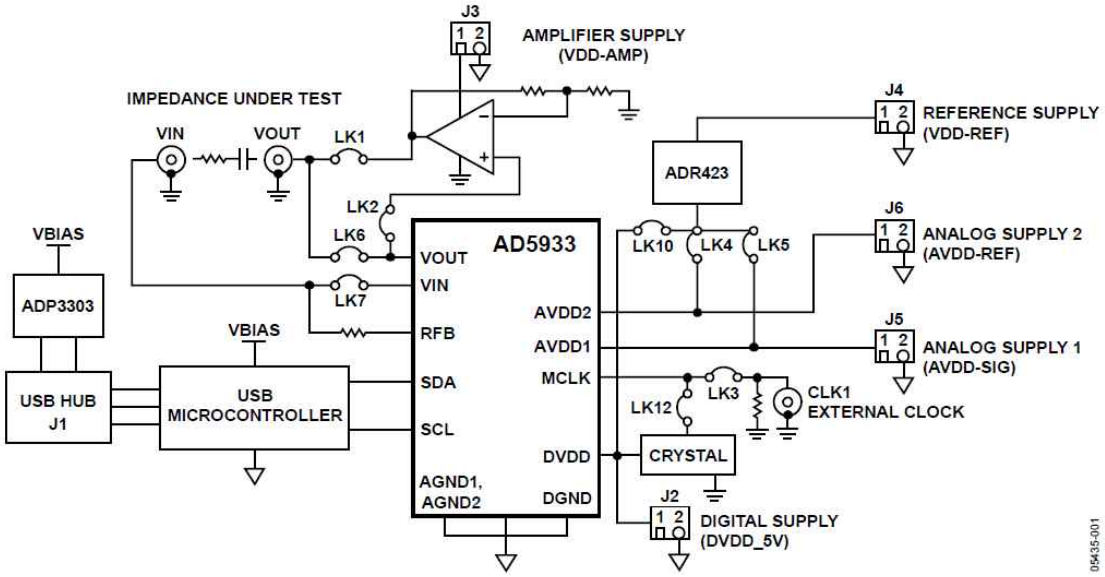


그림 78 AD5933의 전용 보드인 EVAL_AD5933EBZ의 블록 다이어그램

전용 보드의 사양을 검토하여 다채널 구성 가능 여부를 확인하였으며, 기본적인 성능 테스트를 수행하였다. 성능 검증 후, AD5933을 이용하여 회로를 구성하여 장비를 제작하고, 출력값을 텍스트, 혹은 엑셀 파일로 저장하여 신호 처리 알고리즘에 적용하는 방법을 적용하였다.

제작할 장비의 채널 수는 센서의 수에 따라 결정된다. 센서는 진단할 구조 모델에 따라 그 위치 및 개수가 달라지므로, 우선 prototype으로 20채널로 구성하였다. Sampling rate는 HUMS의 저장 가용 공간에 따라 결정되어야 하므로 1 ~ 10 Hz로 제작하였다.

(2) 압전센서 기반의 알고리즘 개발

(가) 임피던스 기법을 이용한 주익-동체 연결부의 안전 진단 알고리즘

압전 센서를 이용하여 동시에 여러 점을 측정하고자 하면, 측정하고자 하는 각 측정 위치마다 센서를 장착해야 하므로 전체적으로 분포되어 있는 구조물의 상태를 모니터링 하기에는 용이하지 못하다. 하지만 민감도가 우수하고, 설치 및 교체 작업이 간단한 장점이 있다. 따라서 광센서가 구조물의 전체적인 변형률을 측정하는데 적합하다면 압전 센서는 응력이 집중되는 부분이나 각 부분의 연결/접합부, 볼트/리벳 체결부 등과 같이 취약한 부분의 국부적인 모니터링을 하는

데 적합하다.

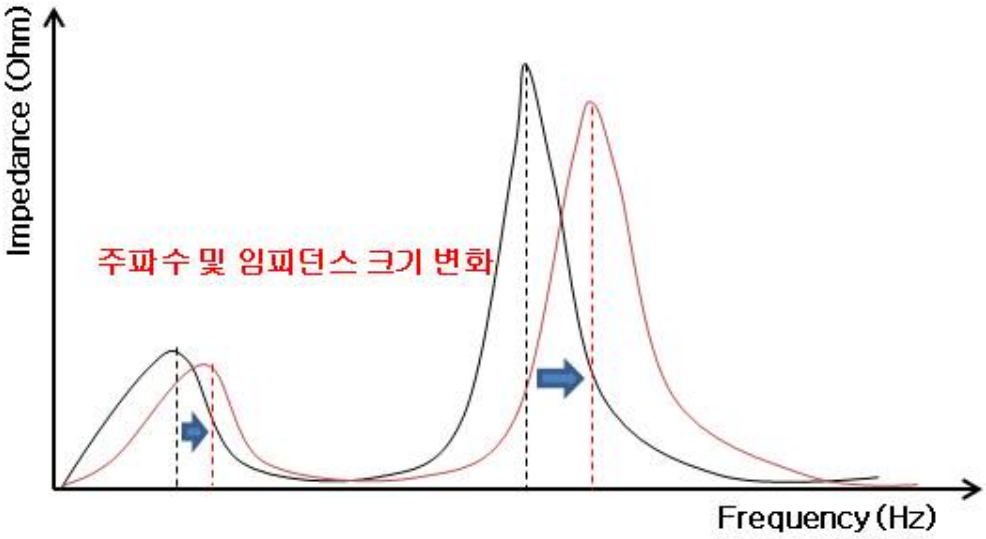


그림 79 구조 변화시 임피던스의 변화

외부의 환경이 원이이든 내부의 결함이 원인이든, 구조물에 구조적인 변화가 발생하게 되면 그 영향으로 인해 그 구조물에 설치된 압전 센서의 성질이 변화하게 된다. 이 영향으로 인해 구조물에 구조적 손상이 발생하면 구조물의 임피던스가 변하게 되고, 그에 따라 압전 센서의 임피던스가 변하게 되므로 압전 센서의 임피던스를 측정/처리 함으로써 구조물의 상태를 모니터링 할 수 있다. 따라서 안전진단 알고리즘 개발을 위하여 압전 센서가 설치된 대상 구조물의 비행시험시의 압전 센서의 임피던스 데이터를 측정 및 저장하여 정상 운행을 할 경우의 임피던스 Data-base를 구축하고, 실시간으로 대상 구조물의 임피던스의 변화에 의해 발생하는 센서의 임피던스를 측정하여, 지상에서 분석함으로써 그 차이를 통해 구조물의 상태를 평가하는 알고리즘을 개발하였다.

본 알고리즘의 구성도를 아래 그림과 같다.

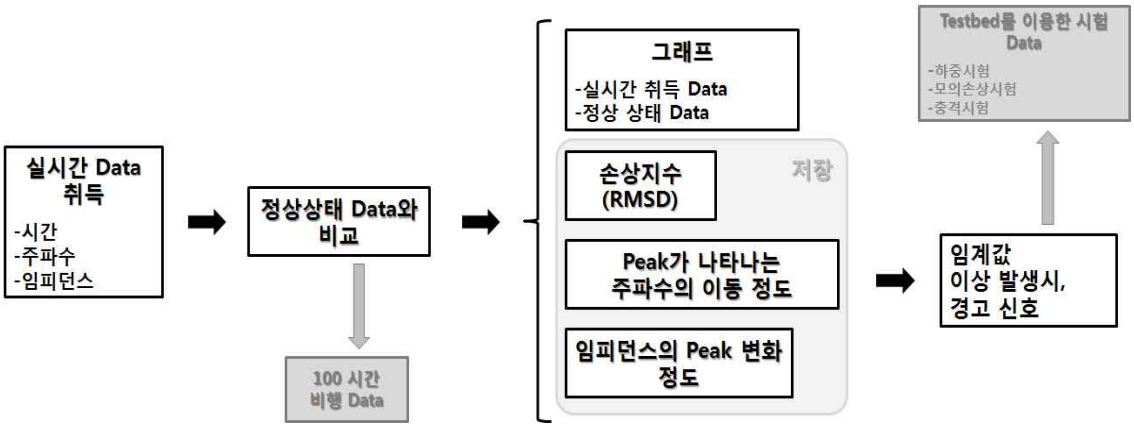


그림 80 임피던스 측정을 통한 구조 진단 알고리즘

임피던스 데이터를 취득하여 처리함으로써 주익-동체 연결부의 안전 진단을 수행하는 본 알고리즘은 크게 입력부, 데이터 처리부, 출력부로 나눌 수 있다.

❖ **입력부**

위험 경고를 위해 위험 수준을 설정하는 임계값(CI)을 설정할 수 있다.

또한, 정상상태의 데이터를 파일로 입력 받게 될 경우 이를 불러들여 전체 해당 Sweep 주파수 영역에 해당하는 임피던스 값을 변수로 지정하고, 실시간 데이터와 비교하기 위한 데이터 처리를 수행한다. 임피던스 데이터는 특정 주파수에서 피크 점을 보이는데, 이 피크의 값과 그에 해당하는 주파수를 변수로 지정한다. 구조물의 상태에 따라 임피던스 데이터의 더블 피크가 발생 하는 경우가 있다. 입력부에는 피크 점과 주파수를 계산하기 위해 이 더블 피크를 하나의 피크로 인식하는 알고리즘을 포함하고 있다.

❖ **데이터 처리부**

입력부와 마찬가지로 실시간으로 계측된 데이터의 더블 피크 등을 처리하는 알고리즘을 포함하고 있다. 전 처리한 데이터의 피크 점 및 해당 주파수를 추출하여 변수로 저장하고, 입력부에서 처리한 정상상태의 임피던스 및 피크 값, 해당 주파수를 이용하여 안전 진단을 판단하기 위한 손상지수(RMSD, Root Mean Square Deviation)와 각 모드의 피크 값의 변화량, 해당 주파수의 변화량을 계산한다.

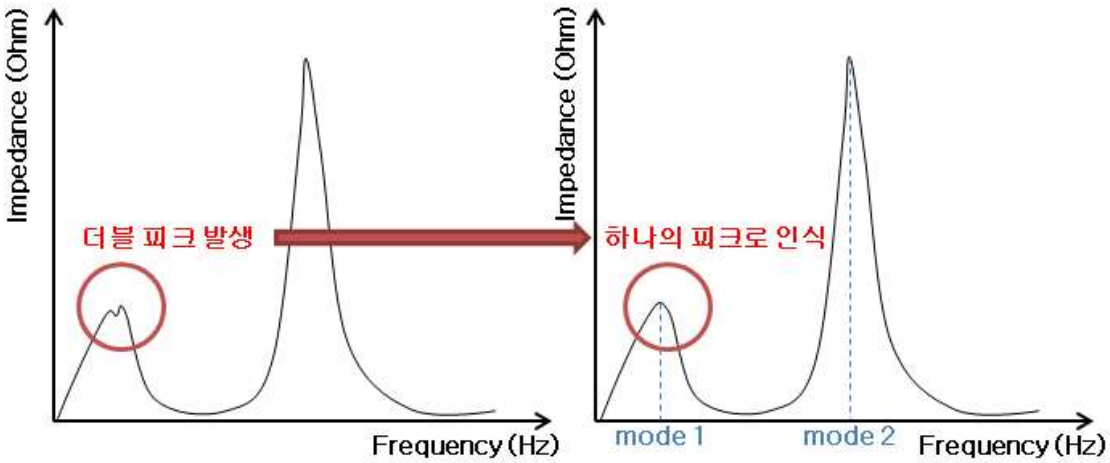


그림 81 더블 피크 처리

❖ **출력부**

전 Sweep 주파수에 해당하는 정상 상태의 임피던스 값과 실시간으로 측정한 임피던스 값을 실시간으로 그래프로 나타낸다. 데이터 처리부에서 구한 손상지수(RMSD)와 각 모드의 피크 값의 변화량 및 해당 주파수의 변화량을 파일로 저장하고, 세 가지 값에 대하여 입력부에서 설정한 임계값(CI)을 한 경우라도 초과할 경우, 해당하는 센서의 위치 및 해당 변수와 위험 발생 시각을 알람으로 나타낸다.

(나) 임피던스 측정을 통한 볼트 풀림 현상 측정

실제 항공기에서는 볼트로 접합부를 체결하지는 않으나, 본 연구에서는 일정한 손상에 대한 임피던스를 측정하기 위하여 볼트 풀림 현상을 손상 시나리오로 가정하고 실험을 수행하였다. 볼트 풀림 탐지 실험을 위해 1 mm 두께의 두 철제 보를 10 mm 직경의 볼트로 체결하고 한쪽 끝을 가진기(Shaker)에 고정하여, 고정 부에 일정한 진동을 주었다. PVDF 센서를 볼트 체결부 근처에 부착하고 센서에서 나오는 임피던스 값을 측정하였다.

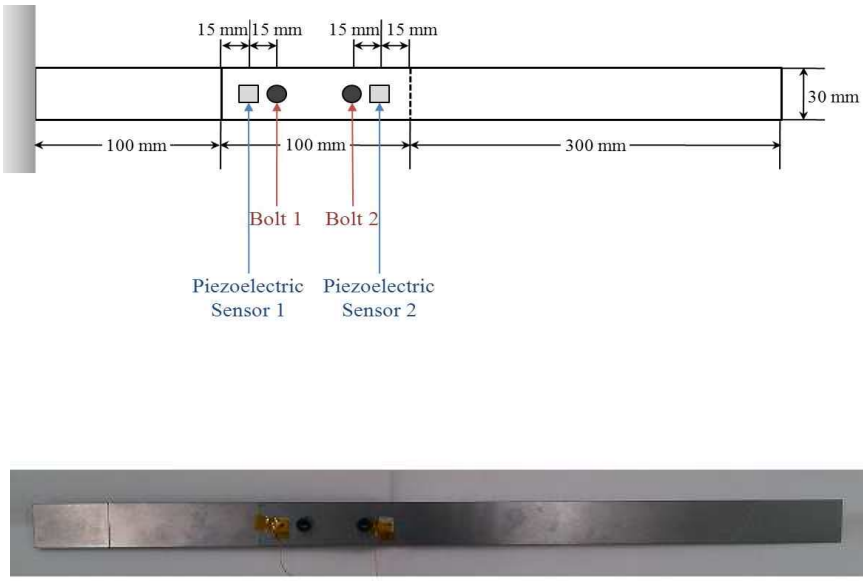


그림 82 실험에 사용한 시편의 형상

함수 발생기(Function Generator)와 증폭기(Amplifier)로 발생시킨 입력 값으로 가진기(Shaker)에 한 끝이 고정된 외팔보 시편을 가진한다. 센서에서 발생한 임피던스를 임피던스 분석기(Impedance Analyzer)로 취득하고 PC를 통해 신호를 처리하였다. 본 실험에서 사용한 장비 및 수행한 손상 시나리오는 다음에 정리하였다.

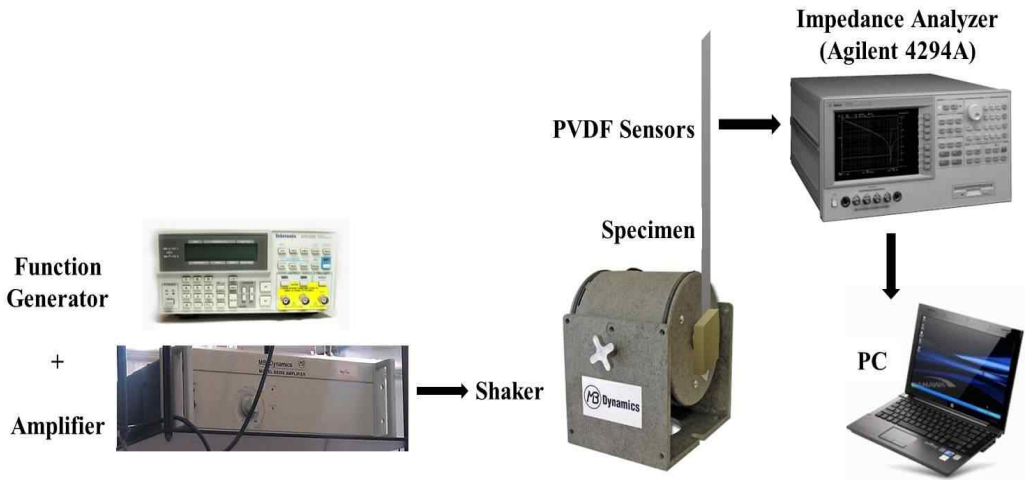


그림 83 실험 장비 구성도

표 11 손상 시나리오

정상 상태		Case 1		Case 2	
볼트 1	볼트 2	볼트 1	볼트 2	볼트 1	볼트 2
정상 체결 (75 kgf · cm)		풀림	정상 체결 (75 kgf · cm)	정상 체결 (75 kgf · cm)	풀림

정상 상태에서의 결과 및 각 손상 시나리오에 따른 결과를 다음에 나타내었다. 결과에서 보여 주듯 정상 상태에 비하여 손상이 일어났을 때 그 임피던스 값이 감소하며, peak가 발생하는 주파수가 이동하는 현상을 볼 수 있었다.

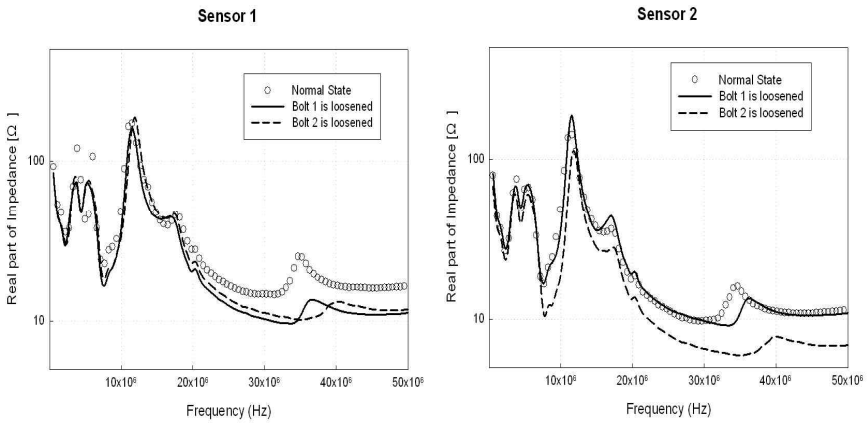


그림 84 0 Hz일 때의 임피던스

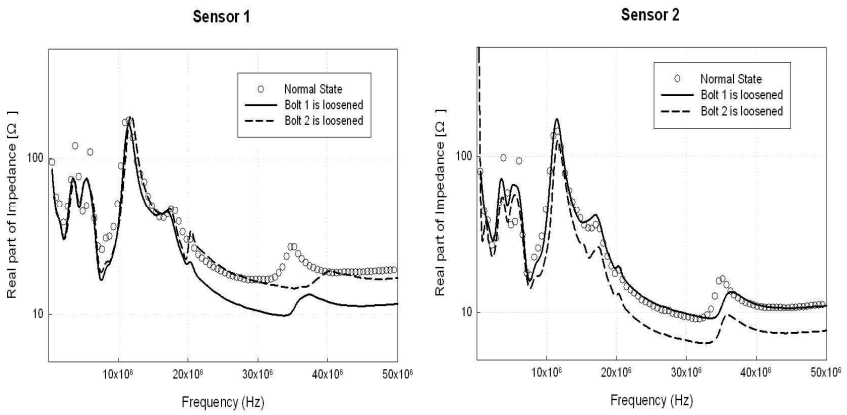


그림 85 3.3 Hz일 때의 임피던스

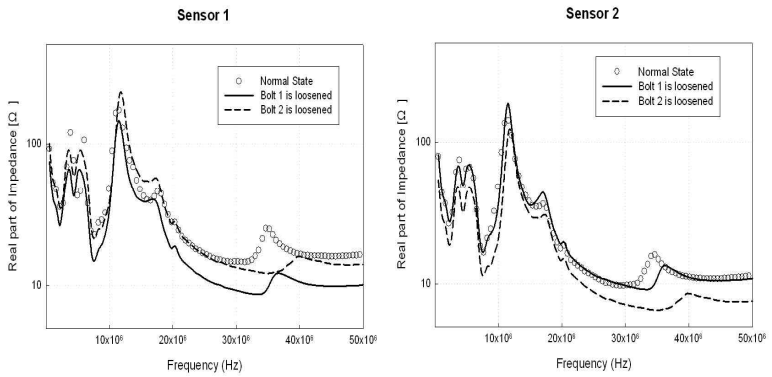


그림 86 10Hz일 때의 임피던스

손상 정도를 나타내는 척도로 Root mean sqare deviation(RMSD)가 주로 사용 되는데 다음과 같이 정의 되며 이 값이 클수록 정상 상태에 비해 그 손상 정도가 심하다는 것을 의미한다.

$$M = \sum_{i=1}^{n} \sqrt{\frac{[Re(Z_{i,1}) - Re(Z_{i,2})]^2}{[Re(Z_{i,1})]^2}}$$

여기에서 M은 손상 척도, $Z_{i,1}$는 정상 상태에서의 압전 센서의 임피던스, $Z_{i,2}$는 측정 환경의 압전 센서의 임피던스이다. 아래 표에 나타낸 결과와 같이 볼트 풀림 현상이 일어난 센서에서의 M 값이 크게 나타났다.

표 12 손상 척도 M으로 나타낸 실험 결과

		Sensor 1	Sensor 2
Case 1	0 Hz	1.9892	0.1324
	3.3 Hz	2.0184	0.0768
	10 Hz	1.9892	0.0191
Case 2	0 Hz	0.3439	0.7937
	3.3 Hz	1.6099	1.6632
	10 Hz	0.4350	0.6757

정상 상태에서의 임피던스와 손상이 발생 했을 때의 임피던스 측정 결과를 비교함으로써 손상 발생 여부를 판단하는 실험을 수행하였다. 손상의 차이는 나

타났으나 그 정도에서 일정한 경향성을 나타내지는 않았는데, 본 실험 수행시 일정한 손상 정도를 정량적으로 가하지 못한 데에서 비롯한 것으로 보인다. 손상과 임피던스와의 보다 정량적인 관계를 나타내기 위해서는 추가적인 반복 실험을 통해 data base를 구축하는 것이 필요할 것으로 보인다.

(3) 압전센서 알고리즘 시험 환경 구성

(가) Tset-bed 압전센서 설치

압전 센서 또한 광센서와 마찬가지로 주익 Test-bed가 이미 제작이 완료되어 주익 내부에 센서를 삽입하지는 못하였으며, Jabiru-UL 실기의 주익에 설치된 압전 센서와 동일한 표면 위치에 센서를 설치하였다. 먼저 날개와 동체를 연결하는 연결부에는 총 4개의 압전 센서를 등 간격으로 설치(L/R-R-1,2,3,4)하였다. 또한 flap과의 연결부에 각 1개씩의 압전 센서를 설치하여 총 4개의 센서를 설치(L/R-F-1,2,3,4)하였고 wing-tip 부분에 1개(L/R-T), 하중지지 기둥과 날개의 연결부에 1개(L/R-C)의 압전 센서를 설치하였다.

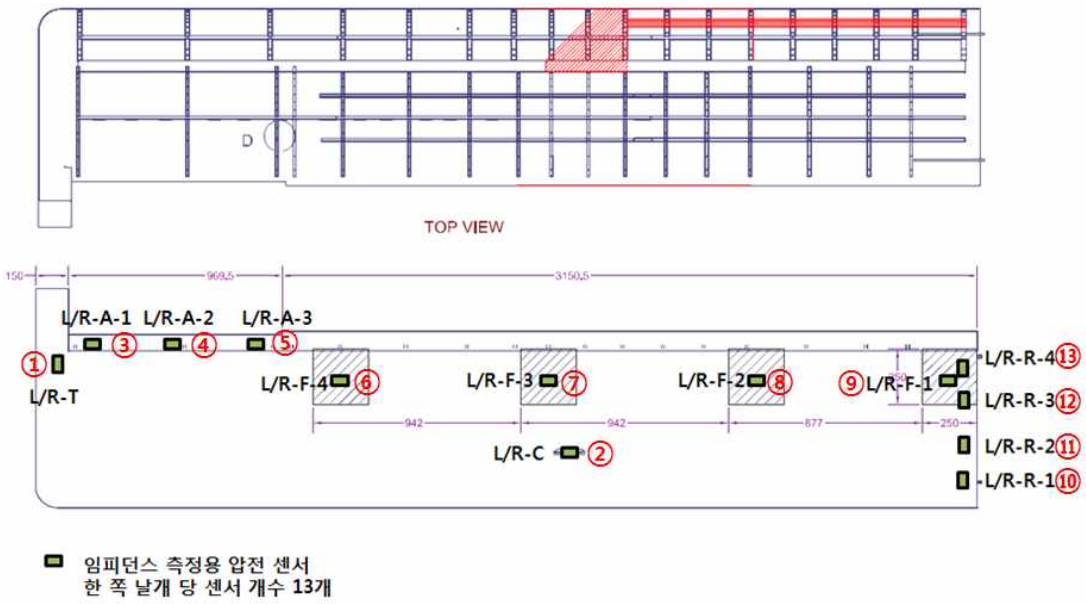


그림 87 Jabiru-UL 실기 주익 Test-bed의 압전 센서 위치

aileron과 main wing을 연결해주는 hinge의 main wing쪽에 각 1개씩의 센서를 설치하여 총 3개의 센서를 설치(L/R-A-1,2,3)하였다. 그림 87는 Jabiru-UL

실기 주익에 설치된 압전 센서의 설치 위치를 보여준다. 주익 Test-bed 하부에 총 13개의 압전 센서를 같은 위치에 설치하였으며, 아래 그림을 통해 설치 완료된 압전 센서를 확인할 수 있다.



그림 88 Test-bed 및 압전 센서 설치

(4) 압전센서 알고리즘 검증 실험

(가) 압전센서 Reference 점검

압전 센서의 경우 광섬유 센서와 마찬가지로 부착된 13개 센서의 사용 가능 여부를 판단하였다. 정적 하중이 가해졌을 경우의 압전 센서로 측정한 임피던스 데이터를 확보하기 위하여 upbending 정적 하중 실험을 수행하였다. 그림 89-91는 주익 Test-bed에 임의의 upbending 하중을 가하고 이때 설치된 13개의 센서로부터 얻어진 출력 신호이다. 실험 수행 당시 하중 인가장치 및 Test-bed를 고정하는 지그가 불안정한 상태여서 정확한 하중을 가할 수 없었으므로, 단순히 하중이 가해졌을 경우와 가해지지 않았을 경우로 비교하였다. 실험 결과 설치된 모든 압전 센서로부터

성공적인 데이터를 취득할 수 있었으며, 임의의 하중 하에서 각 압전 센서의 임피던스 및 피크점이 변화하는 현상을 확인할 수 있었다.

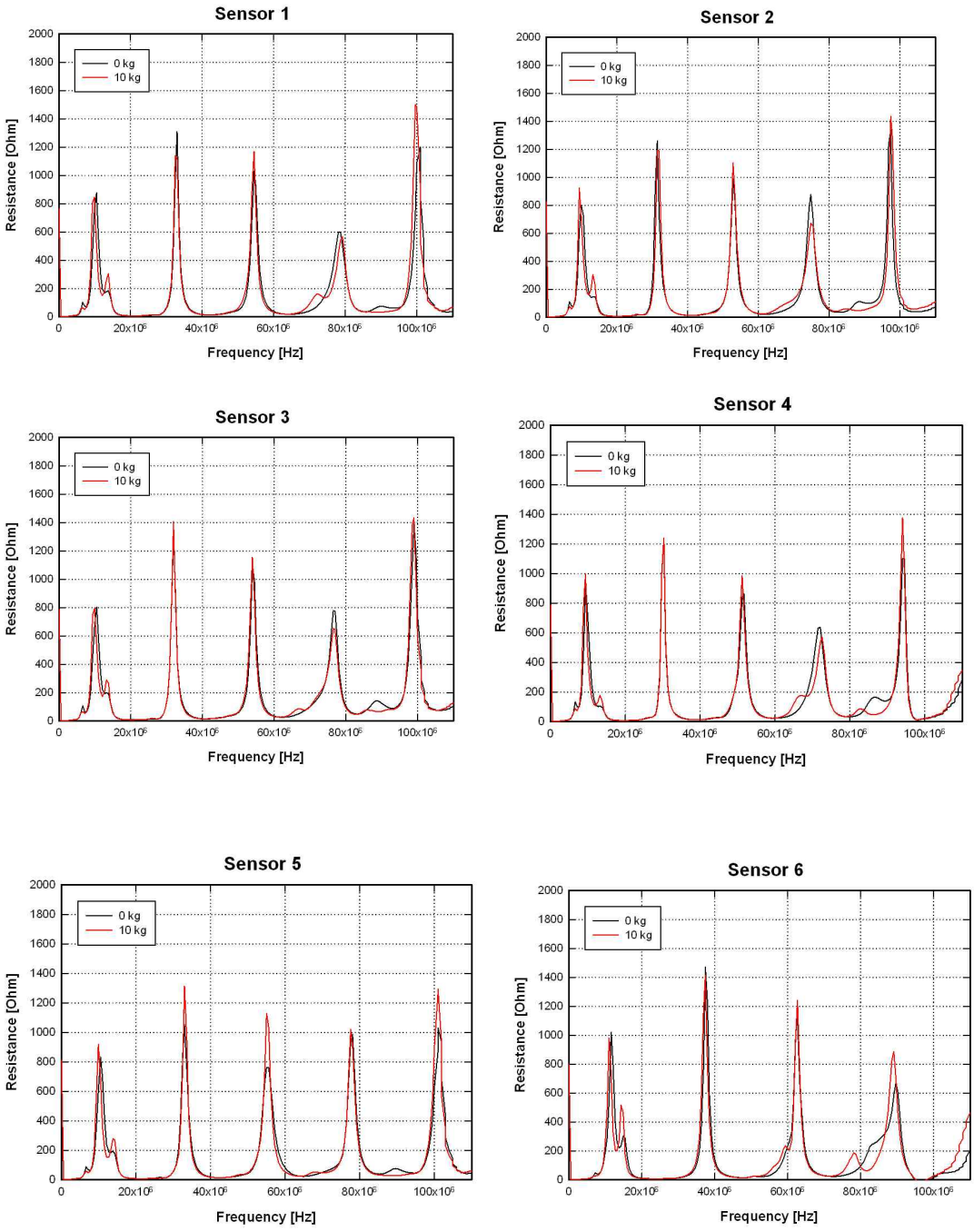


그림 89 압전 센서로부터 측정된 임피던스 측정 결과(1/3)

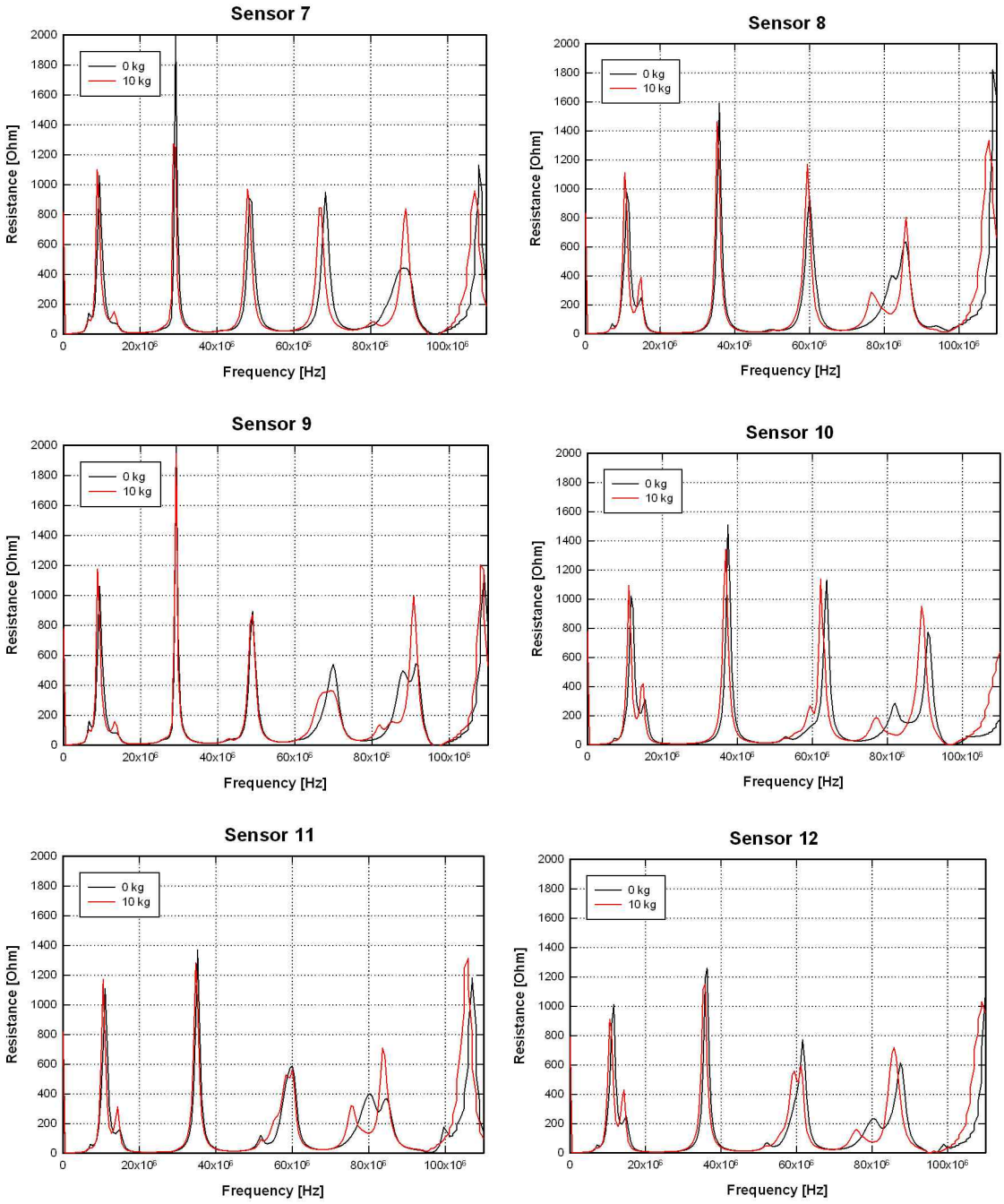


그림 90 압전 센서로부터 측정된 임피던스 측정 결과(2/3)

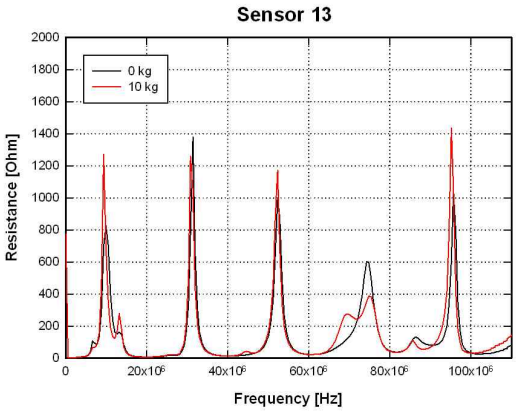


그림 91 압전 센서로부터 측정된
임피던스 측정 결과(3/3)

(나) 실기 운용 실험

본 연구에서 개발한 저가형 다채널 임피던스 측정 장비는 대상 구조물에 설치된 압전 센서의 임피던스 Data를 측정하여 정상 상태 구조물의 임피던스 Data를 기반으로 구조물의 건전성을 평가하기 위한 목적으로 개발된 측정 장비이다. 기성 임피던스 애널라이저는 단 채널에 고가 장비이기 때문에 본 연구에는 부적합하여, 목적에 맞추어 Analog Devices에서 제작한 임피던스 측정 Chip인 AD5933을 이용하여 다채널 임피던스 측정 장비를 구축하였다. HUMS를 구현하기 위해서는 볼트 풀림과 같은 이상이 발생하지 않은 정상상태에서의 압전 센서의 임피던스 Data base 구축이 선행되어야 한다. Data base 구축 및 HUMS 장비의 탑재를 위해 운용시험을 수행하였으며, 이에 앞서 개발한 저가형 다채널 임피던스 측정 장비가 정상적으로 비행하는 상태에서 획득하게 될 데이터의 유효성을 점검하였다.

본 연구에서 개발한 저가형 다채널 임피던스 측정 장비의 특징은 다음과 같다.

- Sweep Frequency 영역 : 10 kHz ~ 100 kHz
- Frequency Increment : 225 (Number of Increment : 400)
- Data 취득 Frequency : 1 Hz

구조물의 구조적이 변화는 임피던스 data의 Real part에 주로 영향을 주게 되므로, 본 장비에서는 Data 저장 공간의 절약을 위해 Real part만 저장하였다.

총 26개의 센서로부터 Sweep frequency 영역의 400개의 frequency에서의 임피던스 data를 저장하게 되면 1초에 10400개의 Data가 저장되게 된다. 따라서 저장되는 data량의 방대함으로 인해 실시간으로 처리가 어려워 비행 중에는 저장만 하고, 비행 후에 저장된 Data를 후처리하여 구조물의 건전성을 평가하고자 한다.

건전성 평가를 위해 정상 상태의 Data base 구축을 위한 비행 시험에 앞서, 임피던스 측정 장비로부터 획득한 압전 센서의 임피던스 Data의 유효성을 검증하기 위해 압전 센서를 양 날개에 설치한 소형 복합재 항공기 Jabiru-UL이 비행을 수행하는 동안의 임피던스 Data를 획득하여 저장하였다. 대상 항공기 및 양 날개에 설치된 압전 센서의 위치는 아래와 같다. 날개와 동체를 연결하는 연결부에는 한쪽 날개 당 총 4개의 센서를 설치하였다(L/R-R-1,2,3,4). 날개와 동체의 연결부에 등 간격으로 센서를 설치하였다.

flap과의 연결부에 각 1개씩의 센서를 설치하여 총 4개의 센서를 설치(L/R-F-1,2,3,4)하였고 wing-tip 부분에 1개(L/R-T), 하중지지 기둥과 날개의 연결부에 1개(L/R-C)의 센서를 설치하였다. aileron과 main wing을 연결해주는 hinge의 main wing쪽에 각 1개씩의 센서를 설치하여 총 3개의 센서를 설치(L/R-A-1,2,3)하였다. 따라서 한 쪽 날개에 설치된 센서 개수는 13개 이며, 양 날개에 설치된 총 개수는 26개이다.

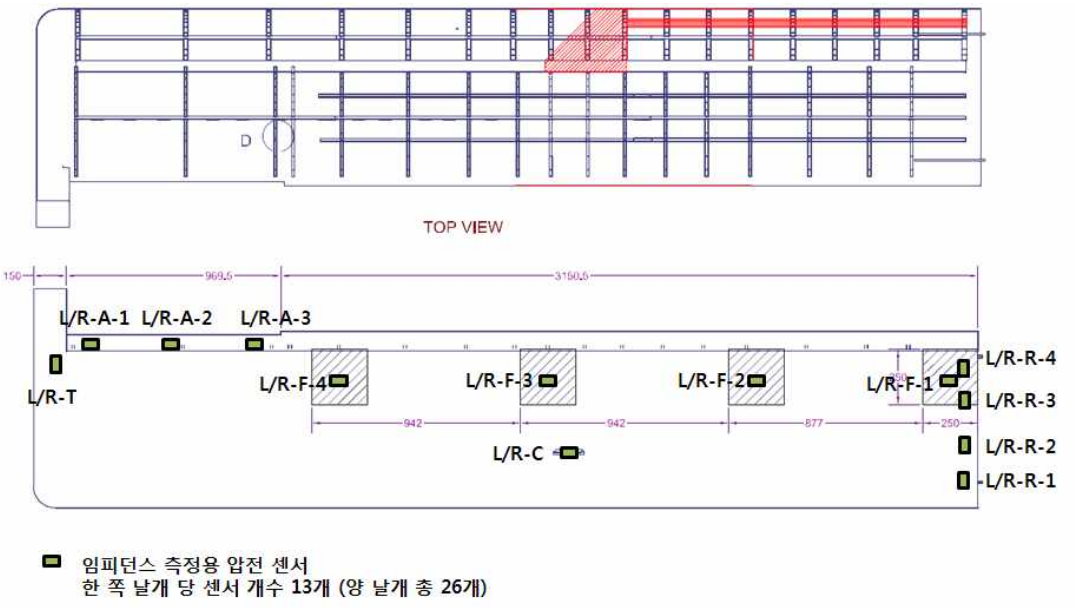


그림 92 압전 센서 개수 및 설치 위치

좌익 Wing-tip에 설치된 압전 센서(L-T)의 경우 날개 제작 시 연결 불량한 상태로 제작되었고, 날개를 동체에 조립하는 과정에서 날개와 동체의 연결부에 설치된 센서가 파손되었다(R-R-2, R-R-3, L-R-2, L-R-3). 아래에 나타낸 압전 센서 검사 결과표를 보면, 우익의 R-R-3와 좌익의 L-R-2의 경우 외부의 자극으로부터 전압의 변화를 보였으나, 파손된 상태가 확인된 바, 유효한 양질의 Data를 얻기는 어려울 것으로 보인다. 따라서 비행 시험 시, 총 26개의 압전 센서 중 유효한 Data는 좌익 10개, 우익 11개, 총 21개의 압전 센서로부터 얻을 수 있을 것으로 예상된다.

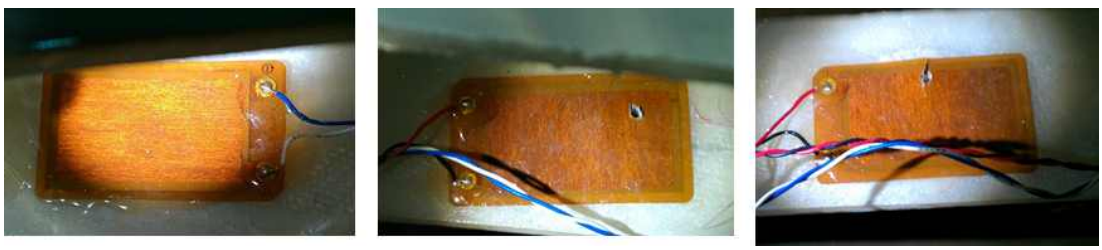


그림 93 압전 센서 설치 사진

정상 이륙, 장주 비행, 정상 착륙 등의 비행 동안에 HUMS 데이터가 정상적

으로 저장되고 저장된 데이터가 유효한지 점검하기 위한 운용 시험을 수행하기에 앞서, 시험 전의 장비 출력 및 데이터 계측 상태가 양호한지 판단하기 위해 10초 동안의 데이터를 Sampling하여 확인하였다. 외부의 자극이 없는 환경에서 장비로부터 계측된 데이터가 2~5의 유효 범위 안에 존재하는 지 여부로 유효성을 판단하려 하였으나, 현장에서의 장비 내부의 알고리즘의 환산식의 오류로 데이터 값의 확인이 어려워 장비로부터 출력되는 신호의 유무와 출력되는 데이터가 연속성을 보이며 깨지지 않는지 여부로 유효성을 판단하였다.

우익/좌익의 flap과의 연결부에 설치한 5번 센서(R-F-1, L-F-1)에서는 출력된 데이터는 '0'으로 신호가 없었으며, 좌익의 7번 센서(L-F-3)에서 출력된 데이터는 연속성을 띄지 않고 깨지는 경향을 보였다. 따라서 본 3개의 채널에 대해서는 유효하지 않은 데이터가 획득 될 것으로 보이며 추후의 센서 및 장비 점검을 통해 원인이 센서에 있는지, 장비에 있는지 파악할 필요가 있을 것으로 보인다.

파손된 센서인 우익/좌익의 동체-날개 연결부에 설치된 센서 8, 9(R-R-2, R-R-3, L-R-2, L-R-3)와 연결되지 않은 센서인 좌익의 wing-tip에 설치된 센서 1(L-T)의 경우 획득된 데이터가 연속성을 보이므로 각 채널에 대해 장비의 데이터 계측 성능은 유효하나, 센서가 불량한 상태이므로 획득한 데이터 자체의 유효성은 없을 것으로 예상된다.

총 3146초(약 52분)의 비행 중 Jabiru-UL 날개에 설치된 각각의 압전 센서로부터 획득한 임피던스 데이터를 추출하여 후처리 하였다. 임피던스 데이터는 10kHz에서 100kHz까지 주파수를 sweep하여 획득하였으며, 0초, 300초, 600초, 900초, 1200초, 1500초, 1800초, 2100초, 2400초, 2700초, 3000초 일 때의 임피던스의 Real part Data를 추출하여 후처리 아래와 같이 그래프로 나타내었다.

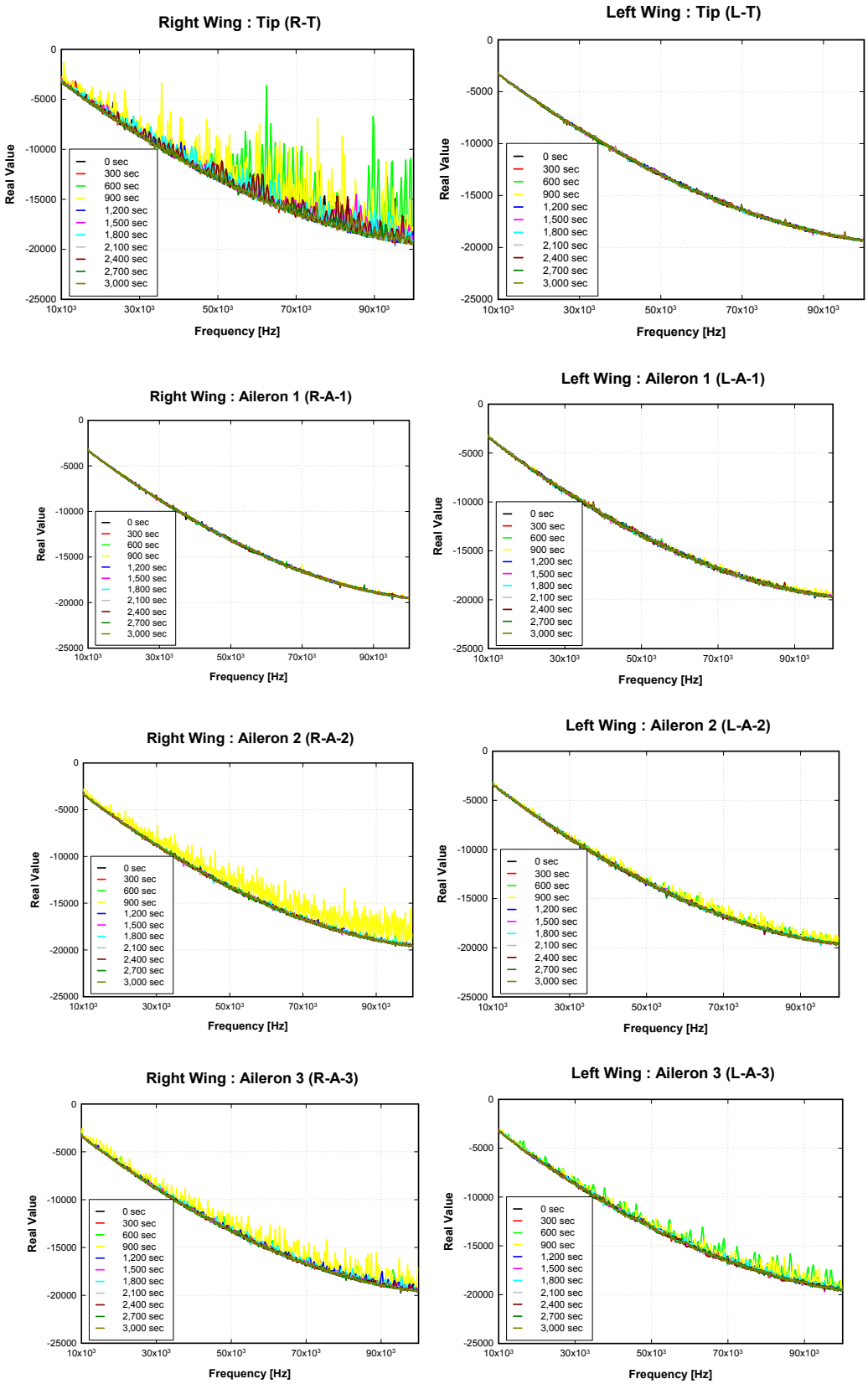


그림 94 압전 센서 운용 시험 결과(1/4)

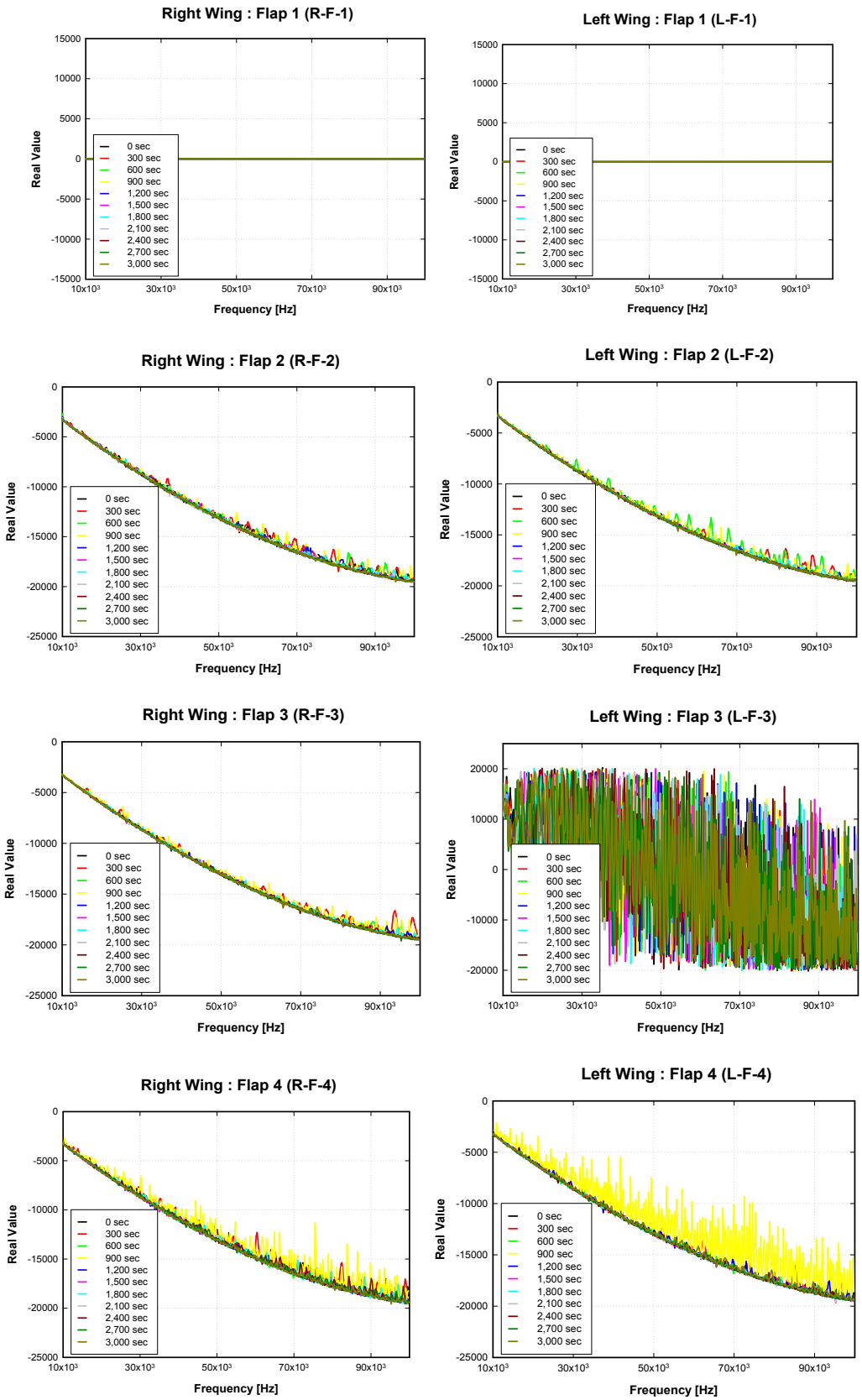


그림 95 압전 센서 운용 시험 결과(2/4)

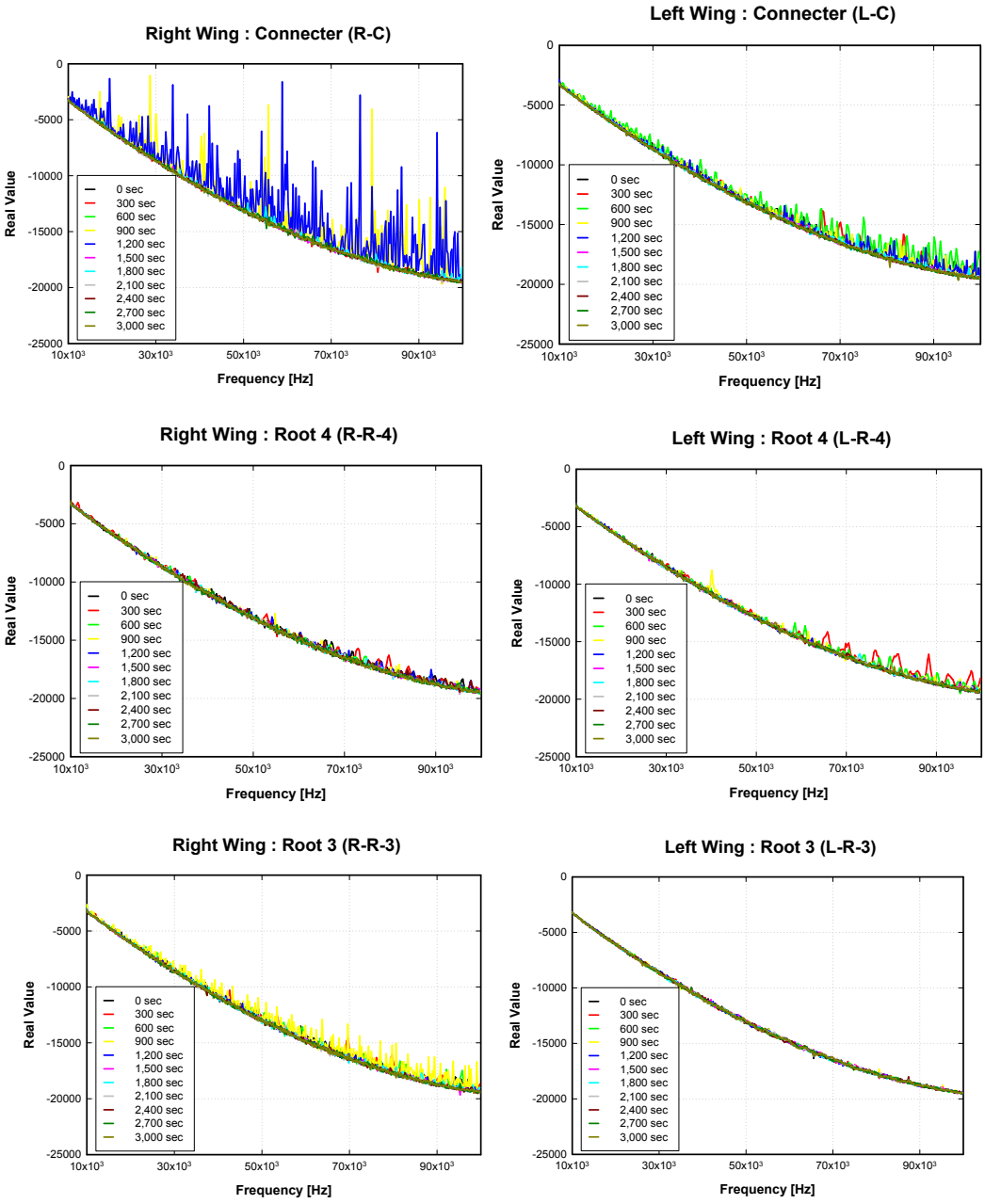


그림 96 압전 센서 운용 시험 결과(3/4)

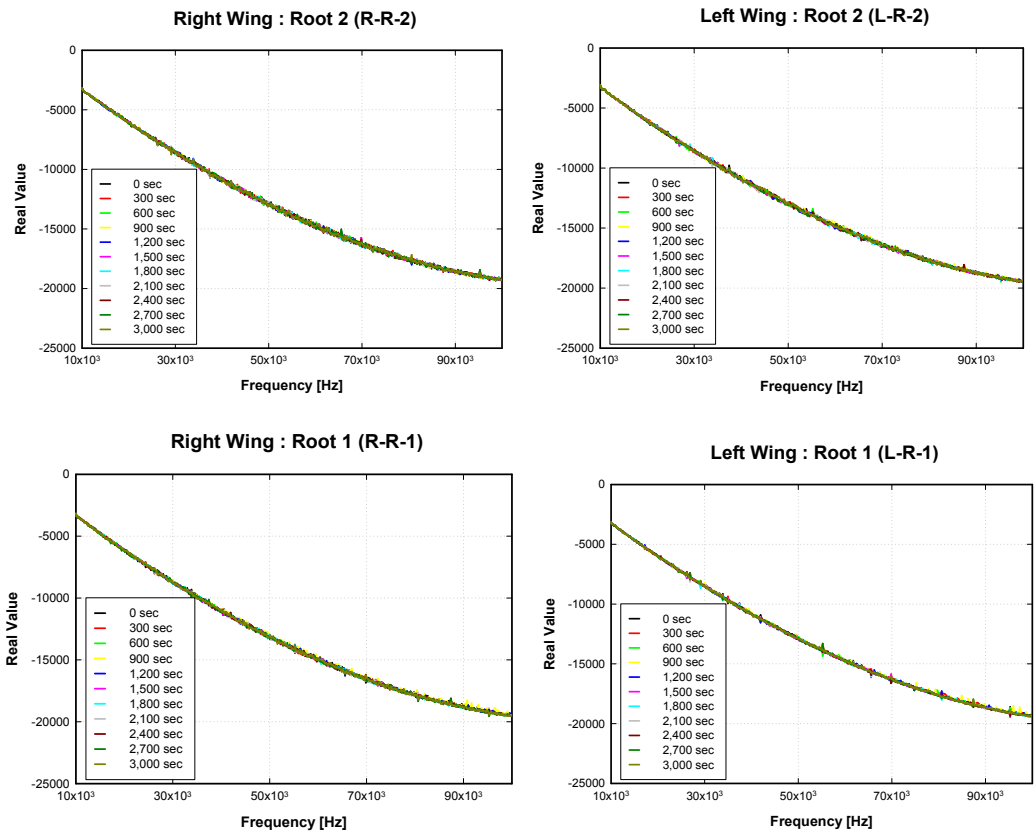


그림 97 압전 센서 운용 시험 결과(4/4)

운용 시험에 앞서 수행한 유효성 점검과 동일한 결과로 우익과 좌익의 5번 채널(R/L-F-1)에서는 신호가 나오지 않았으며, 좌익의 7번 채널(L-F-3)에서는 신호가 깨져서 저장되었다. 유효하지 않은 데이터가 획득된 채널에 대해서는 센서 자체의 점검의 수행이 필요하며, 센서에 문제가 없다면 장비의 커넥터나 내부 알고리즘의 수정이 필요할 것으로 판단된다.

그리고 노이즈가 많이 발생한 채널에 대해서도, 장비 테스트를 통해 노이즈의 원인이 운용 중의 진동인지, 장비 내부의 문제인지의 판단이 요구되며, 진동이 원인이면 노이즈를 제거할 필터를 압전 센서 신호처리 알고리즘에 포함하여 수정하고자 한다.

유효한 신호가 측정된 채널에 대해서는 데이터가 -20000 ~ -2000 범위 내에서 형성되었으나, 파손된 센서와 연결이 되지 않은 센서에 대해서도 동일한 경향의 결과 값을 나타내었다. 따라서 본 장비로 다른 시편에 대한 실험을 수행하여 획득한 데이터와의 비교, 분석이 필요할 것으로 보이며, 또한 본 장비에서 사

용된 AD5933 chip의 evaluation board인 Eval_AD5933EBZ와 동일한 실험을 수행하고 결과 값 비교를 통해서 장비의 수정이 필요할 것으로 보인다.

(다) 주익-동체 볼트 풀림 진단 알고리즘 검증 실험

알고리즘 검증을 위하여 볼트로 체결된 Steel 판재에 압전 센서를 설치하고, 볼트가 정상 체결 되어 있는 경우와 풀린 경우의 임피던스를 측정하여 알고리즘에 적용하여 검증하였다.

개발한 알고리즘의 검증을 위하여 실험실 단위에서 시험을 수행하였다. 볼트로 체결된 Steel 판재 시편에 압전 센서를 설치하고 40Hz ~ 50MHz로 Sweep하여 그에 해당하는 임피던스 값을 임피던스 측정기(Impedance Analyzer)로 측정하여 저장하였다. 우선 볼트가 정상 체결된 상태의 데이터를 정상 상태의 데이터로 저장 하였고, 볼트가 풀린 경우를 손상된 상태로 간주하여 임피던스 데이터를 10번 반복 측정하여 저장하였다.

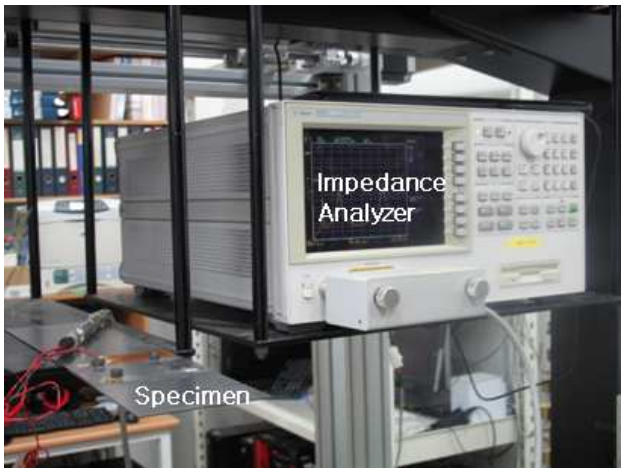


그림 98 알고리즘 검증을 위한 시험 구성

측정하여 저장한 데이터 파일을 알고리즘에 적용하여 처리하였다.

정상 체결된 경우의 임피던스 데이터 파일을 정상 상태의 데이터로 불러 변수로 지정하였으며, 볼트가 풀린 상태에서 10번 수행한 시험 데이터를 실시간 데이터로 간주하여 알고리즘에 적용하였다.

손상지수(RMSD)의 임계값(CI)으로 10, 피크 변화량의 임계값으로 0.15, 해당

주파수 변화량의 임계값으로 0.008을 설정하였다. 이 값은 임의로 설정한 값으로 더 많은 실험을 통해 보다 타당한 값으로 제시되어야 한다.

알고리즘을 통해 계산된 손상지수(RMSD)와 피크 변화량 및 주파수의 변화량은 txt 파일로 저장되었으며, 볼트 풀림으로 인해 임계값을 초과하여 알람이 발생 하였다. txt 파일에 저장된 세 가지 안전 진단 평가 변수의 데이터와 출력된 그래프의 캡쳐 화면 및 알람 출력 화면을 아래에 나타내었다.

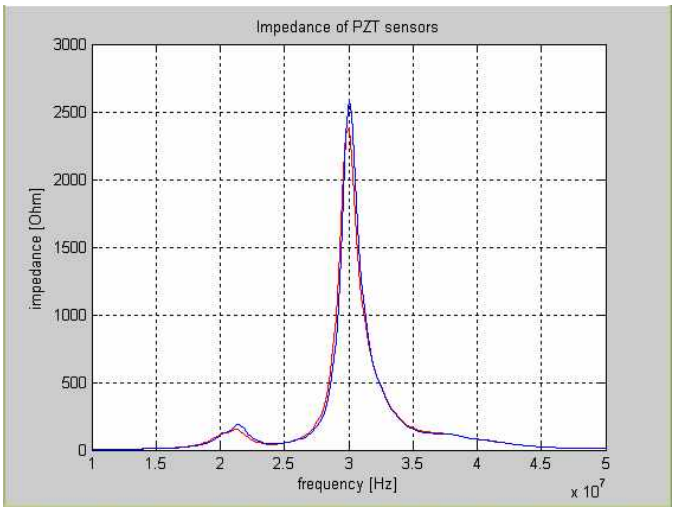


그림 99 출력 그래프

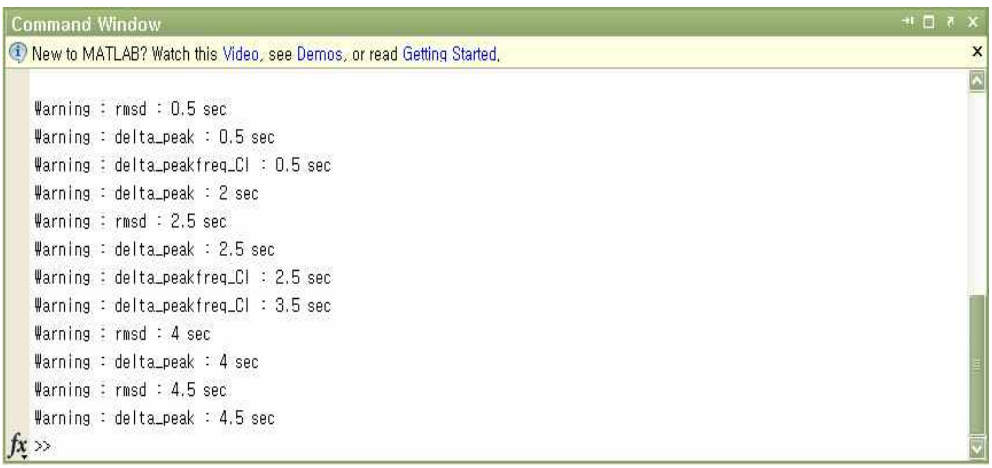


그림 100 위험 신호 알람 출력 화면

표 13 Text 파일로 저장된 세 가지 안전 진단평가 변수

손상지수 (RMSD)	피크 변화량		주파수의 변화량	
	모드 1	모드 2	모드1	모드2
14.1321	0.157895	0.088235	0.0094	0.0000
69.5675	0.006579	0.004202	0.0000	0.0000
1.5786	0.019737	0.016807	0.0000	0.0000
9.9444	0.151316	0.092437	0.0000	0.0067
11.7967	0.236842	0.088235	0.0094	0.0000
8.5777	0.151579	0.042017	0.0000	0.0000
8.0616	0.131579	0.088234	0.0093	0.0067
10.0481	0.171053	0.096639	0.0000	0.0067
10.7277	0.164474	0.117647	0.0000	0.0067
6.5919	0.006579	0.016807	0.0000	0.0067

상용 임피던스 측정 장비로 알고리즘 검증 실험을 수행하여, 개발중인 AD5933과는 조건이 다름이 문제가 되었고, 따라서 저주파수 영역대에서의 알고리즘 검증을 위한 실험이 요구되었다. 따라서 이를 위해 다음과 같은 검증 실험을 수행하였다.

임피던스 측정을 위한 장비로는 현재 개발을 위해 사용하고 있는 Chip인 AD5933을 위해 개발된 Evaluation Board인 Eval_AD5933EBZ와 결과 데이터를 비교하기 위해 사용 임피던스 측정기(Impedance Analyzer Agilent 4294A)를 모두 사용하였다.

우선 압전 센서를 시편에 설치하지 않은 상태에서의 압전 센서 고유의 임피던스를 두 종류의 장비로 모두 측정하여 그 값을 비교하였다.

알고리즘을 검증하기 위해 볼트로 체결된 Steel 판재에 압전 센서를 설치하고 고정부에 랜덤한 진동을 주었다. 임피던스 측정을 위한 전류의 주파수는 현재 개발중인 임피던스 측정장비와 같은 조건으로 하기 위해 10 kHz ~ 100 kHz로 Sweep하였다. 본 실험에서 임피던스 측정을 위해 사용한 장비는 두 종류 모두 단채널이며, 실시간으로 측정된 임피던스 값을 장비의 화면을 통해 확인 할

수는 있으나, 후처리를 위한 알고리즘을 실시간으로 적용하는 것은 무리가 있으므로 우선 데이터를 저장하고 저장된 데이터를 후처리가 가능한 PC로 알고리즘을 적용하여 처리하였다. 단채널의 문제와 실시간 데이터 후처리 문제는 현재 진행되고 있는 저가형 다채널 임피던스 보드의 개발을 통해 해결될 수 있다.

볼트 풀림이 없이 체결된 상태의 데이터를 정상 상태의 데이터로 저장하였고, 볼트가 풀린 경우를 손상된 상태로 간주하여 임피던스 데이터를 5번 반복 측정하여 저장하였다.

실제 실험에 사용한 시편의 형상은 다음과 같으며 정상 상태에서의 Sensor 2의 임피던스와 Bolt2가 풀렸을 경우의 Sensor 2의 임피던스를 두 종류의 장비로 모두 측정하고 저장하였다.

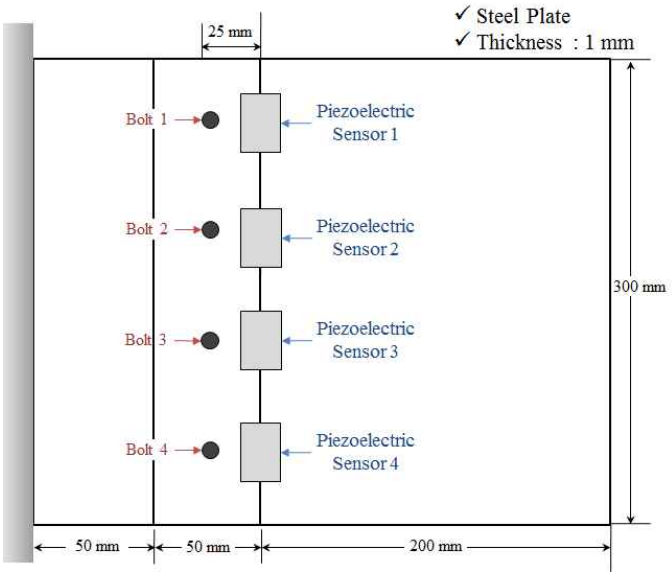


그림 101 시편 형상

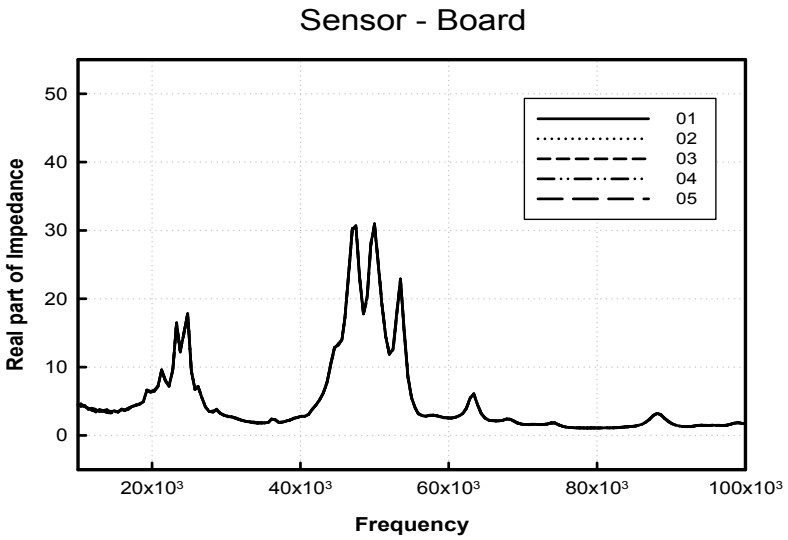


그림 102 Eval_AD5933EBZ를 이용하여 측정한 결과

압전 센서를 시편에 설치하지 않은 상태에서의 압전 센서의 고유한 임피던스를 Eval_AD5933EBZ Board로 측정 하여 알고리즘 적용을 통해 그래프로 나타낸 결과를 위의 그래프에 나타냈으며, 비교를 위해 상용 임피던스 측정기인 Agilent 4294A로 측정한 결과는 아래의 그래프에 나타내었다. Sweep 주파수 영역대를 40 Hz ~ 110 MHz로 하였을 경우에는 peak가 (1)번 그래프와 같이 고주파수 영역대에서만 특정한 peak가 나타나는 현상을 볼수 있었으나, 저영역대로 영역대를 좁혀서 sweep했을 경우에도 임피던스 값 자체가 고영역대에서의 값보다는 작지만, 특정 peak가 발견되었으며, 전체적인 임피던스의 경향성도 Board로 측정한 결과와 유사한 것을 확인 할 수 있었다.

(a) 40 Hz ~ 110 MHz (b) 10 kHz ~ 100 kHz

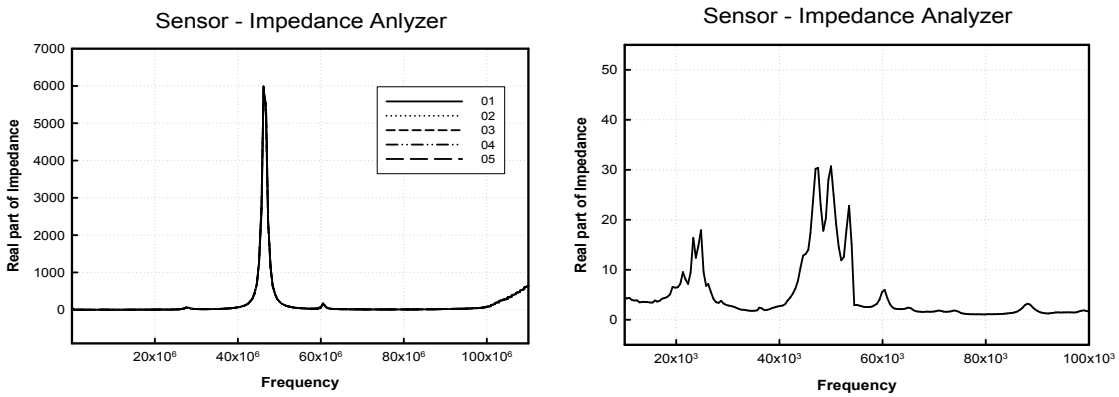


그림 103 Impedance Analyzer Agilent 4294A를 이용하여 측정한 결과(1/2)

(a) 볼트 풀림이 없는 상태 결과 (b) 볼트 풀림이 있는 상태 결과

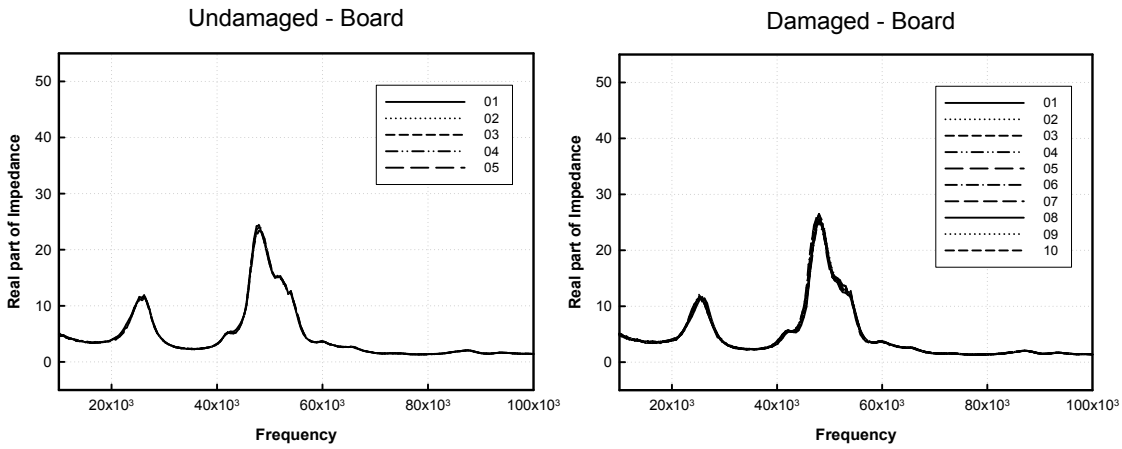


그림 104 Impedance Analyzer Agilent 4294A를 이용하여 측정한 결과(2/2)

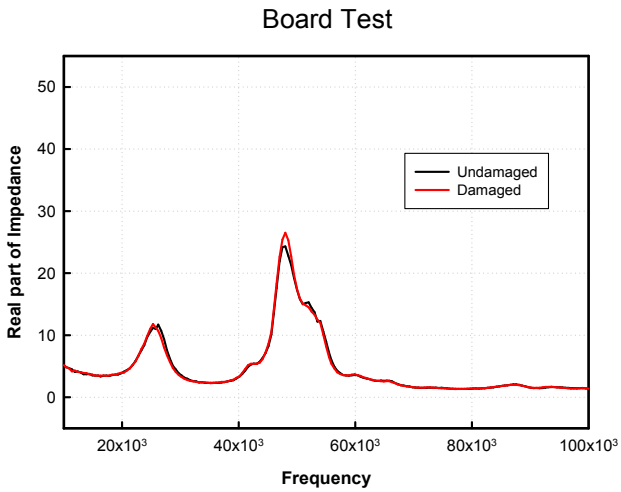


그림 105 정상 상태와 볼트 풀림이 있는
경우의 측정 결과

AD5933전용 보드로 개발된 Eval_AD5933EBZ를 이용하여 측정하여 알고리즘을 적용한 결과 그래프를 위에 나타내었다. 압전 센서 설치전의 결과와 정상 상태에서 측정한 결과 값의 차이는 압전 센서가 설치 전에 원래 상태에서 약간 휘어있는 상태이기 때문에 센서를 시편에 설치하는 과정에서의 변형에 의한 것으로 보인다. 그래프에 나타난 바와 같이 2개의 모드가 나타났으며, peak의 임피던스 값 및 주파수가 다소 이동한 결과를 나타내었다.

알고리즘을 적용한 결과 첫 번째 모드에서의 peak 주파수의 이동 정도는 약

900Hz, 임피던스 변화량은 0.1이었으며, 두 번째 모드에서의 pead 주파수의 이동 정도는 500 Hz, 임피던스 변화량은 2.2이었다. 전체적인 경향성으로 계산되는 손상지수인 RMSD는 5.96으로 계산되었다.

주파수 측정을 저영역대를 선정 하여도, 임피던스 값이 작지만 여전히 peak 값이 존재 하였으며, 그 값의 변화도 확인 할 수 있었다. 본 연구에서 개발 중인 알고리즘은 peak 임피던스 값과 해당 주파수 및 전체적인 임피던스 값의 경향성을 통해 얻어지는 손상지수인 RMSD로 손상유무를 판단하기 때문에 현재 개발중인 장비를 이용한 측정이 가능 할 것으로 여겨진다.

위 실험 결과에서도 나타났듯이, 현재 시편 실험 결과로는 저영역대에서도 peak가 나타나기 때문에 알고리즘의 적용이 가능해 보인다. 하지만, 실제 비행 시험에서는 시험 환경 등이 실험실의 환경과 상이하기 때문에 peak 값이 나타나지 않는 경향성을 보였다. 이러한 경우에는 전체적인 임피던스의 경향성인 RMSD 값으로 판단 할 수도 있으므로 알고리즘 적용에는 문제가 없을 것으로 판단되었다.

다. 신호기반의 안전진단 알고리즘 개발

(1) 신호기반의 안전진단 요구도 분석

(가) 항공기 사고 사례 조사

SHELL AVIATION 2005 자료에 따르면 다음과 같이 항공 사고의 발생 원인을 엔진과 컴포넌트의 고장이 기술적 결함 중 가장 큰 비중을 차지하고 있다.

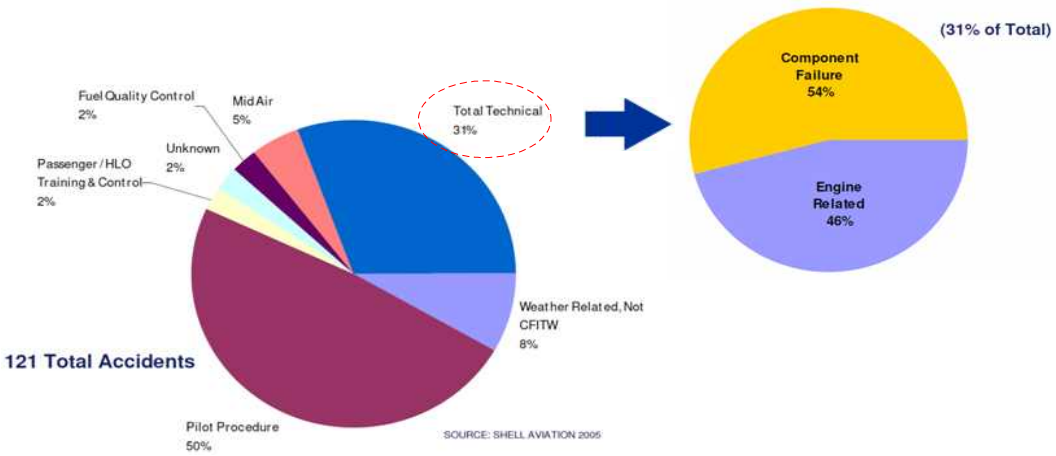


그림 106 오스트리아 항공기 사고 분석

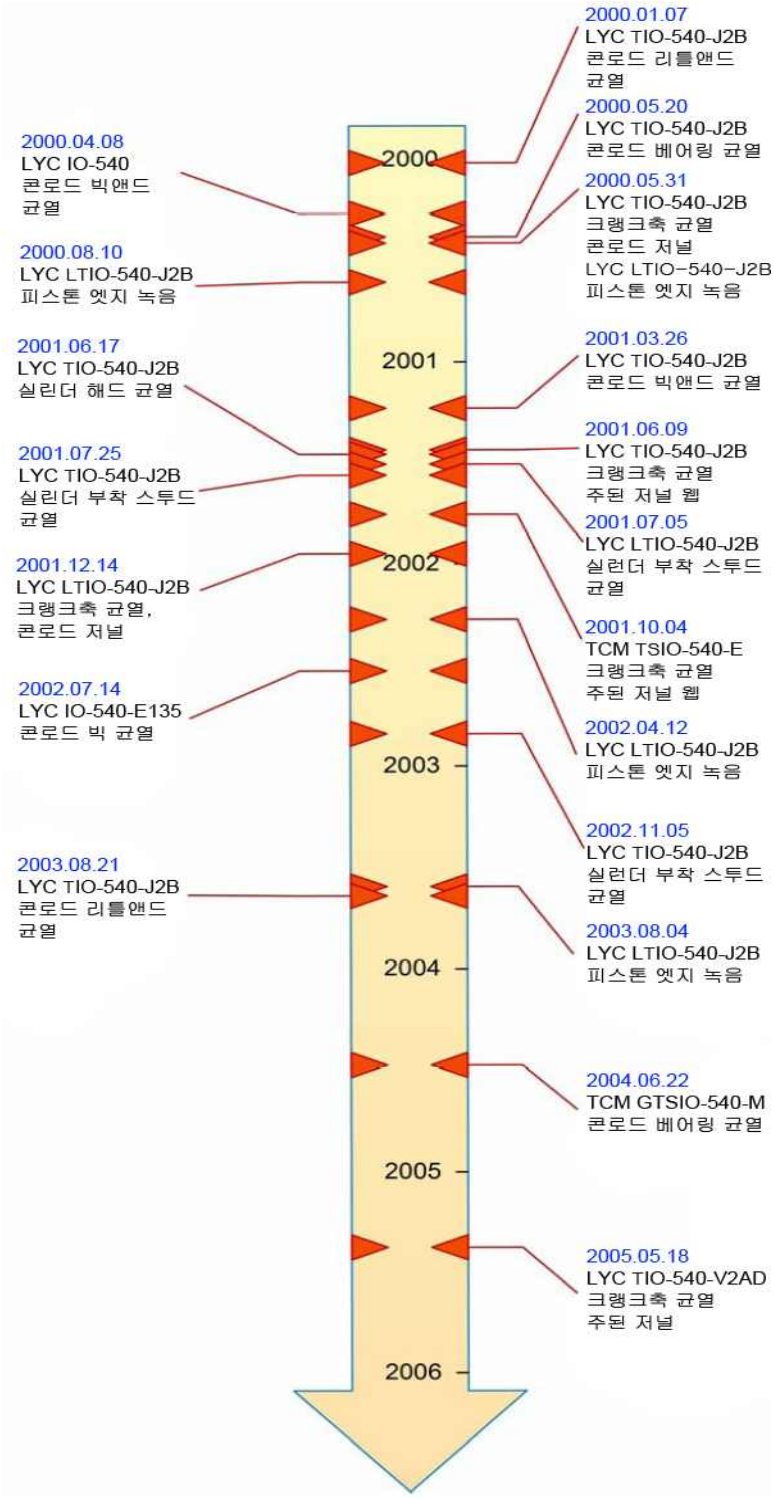


그림 107 2000.01~2005.12 기간동안 파워트레인 구조적인 고장 발생 테이블

오스트리아에서 2000년 1월부터 2005년 12월까지 20건의 항공기 엔진 고장이 발생하였다. 2000년에는 5건, 2001년에는 7건, 2002년에는 3건, 2003년에는 2

건, 2004년에는 1건 그리고 2005년에는 1건의 사고가 있었다. 각각의 항공기 엔진 고장은 파워트레인 부품의 구조적 고장이 원인이었다.

구조적인 고장은 파워트레인 부품의 일부로 제한되지 않았다. 고장은 실린더 헤드 균열, 피스톤 엣지 녹음, 연결 로드 리틀앤드 균열, 연결 로드 빅앤드 균열, 실린더 부착 스투드 균열, 베어링 고장 그리고 크랭크축 균열이 있다.

파워트레인 구조적인 고장의 발생 보고서를 통하여 연속적인 고장이 주된 원인임을 확인하였다. 구조적인 서브 시스템(연소기, 연결로드, 크랭크축, 베어링)에 영향을 준다.

이 조사를 통하여 실질적인 항공기 사고에 접근과 고장 검출/진단이 가능하다. 또한 앞으로 소개할 사고 사례를 통해 확인할 수 있듯, 사고의 원인 분석을 위해 엔진을 작동하여 사고를 분석하고 원인을 찾는다.

(나) 구조적인 고장

① 연소실 고장

공랭식 항공기 왕복 엔진의 전형적인 연소실 구조 형태는 알루미늄 합금 피스톤과 강철통으로 연결된 알루미늄 합금 실린더 헤드로 되어 있다. 실린더 통은 수많은 고정자로 크랭크케이스에 붙어있다.

표 14 연소실 고장 사례

사고번호	사고날짜	항공기 등록(엔진유형)	고장 부위
2000/2157	2000.05.31	VH-MZK(right) Lyc LTIO-540-J2B	6번 실린더 헤드와 피스톤 열변형
2000/3675	2000.08.10	VH-NPA Lyc LTIO-540-J2B	6번 피스톤 열변형
2001/2885	2001.06.17	VH-NJA Lyc TIO-540-J2B	1번 실린더 헤드 균열
2001/3357	2001.07.05	VH-RNG Lyc LTIO-540-J2B	4번 실린더 부착 스투드 균열
2001/3251	2001.07.25	VH-FIA Lyc TIO-540-J2B	2번 실린더 부착 스투드 균열
2002/2059	2002.04.12	VH-LTW Lyc LTIO-540-J2B	3번 피스톤 열변형
2002/5129	2002.11.05	VH-TZY Lyc LTIO-540-J2B	4번 실린더 부착 스투드 균열
2003/3532	2003.08.04	VH-HJS Lyc LTIO-540-J2B	5번 피스톤 열변형

왕복 엔진의 불연속적인 연소와 출발/정지 사이클 동안 열과 냉각으로 연소구조의 다양한 요소에 주기적인 압박를 발생한다. 주기적인 압박, 압력, 차압, 수축으로 피로의 시작 및 확산으로 구조적인 무결성을 위협받는다.

- VH-MZK(right) Lyc LTIO-540-J2B (2000/2157)

오른쪽 엔진은 실험을 통해 피스톤링을 우회하는 연소 가스에 의해 6번 피스톤 엣지 지역이 녹았음이 들어났다.



그림 108 오른쪽 엔진 6번 피스톤의
국부적인 열에 의한 변형 현상

피스톤 엣지의 열에 의한 변형은 실린더 헤드의 국부적인 지역에 영향을 미쳤다. 상승 스파크 플러그 구멍과 배기밸브의 엣지 사이의 열에 의한 변형이 발생하였다. 열의 이동은 배기밸브와 실린더 헤드 배기 테두리 사이의 포트의 영향을 주었다. 실린더 헤드의 나머지 공랭식 표면으로부터 분리되어 실린더 헤드 부분의 고온이 되는 결과를 낳았다. 실린더 헤드의 점진적인 온도 상승으로 상승 스파크와 배기밸브 사이의 부분은 실린더 합금의 녹는점에 도달하게 되었다.

- VH-NPA Lyc LTIO-540-J2B(2000/3675)

실험을 통해 엔진은 3번 피스톤 엣지 부분의 녹음으로 피스톤 밀폐가 훼손되었기 때문에 파워의 손실과 오작동이 되었다. 상승 스파크 플러그와 배기밸브 사이의 부분에서 국부적인 실런더의 열에 의한 변형 현상이 있었다.



그림 109 피스톤 실린더 헤드의 국부적인 녹음 현상

크랭크축의 4번 주된 베어링 저널 필렛 반경에 갈라짐이 들어났다. 4번 메인/5번 연결 컨넥션 로드웹과 저널 사이의 필러 저널각에서 작은 결합의 집합으로 구성되어 있다.

- VH-RNG Lyc LTIO-540-J2B(2001/3357)

엔진 검사결과, 4번째 실린더가 7개의 실린더 고정자의 균열로 크랭크 케이스로부터 부분적으로 분리되었음을 확인하였다. 고정자의 균열은 2개의 1/2인치 스투드 중에 하나가 피로의 시작과 확산으로 시작되었다.



그림 110 두 개의 파열된 1/2인치 스투드와 볼트

② 연결 로드 고장

연결 로드는 피스톤의 왕복 움직임을 크랭크축의 회전 움직으로 바꿔주는 방법을 제공한다. 엔진이 동작하는 동안, 연결 로드에 의한 주된 부하는 연소 가소의 압력과 관성력과 관계되어 있다.

표 15 연결 로드 고장 사례

사고번호	사고날짜	항공기 등록(엔진유형)	고장 부위
2000/90	2000.06.07	VH-MZK Lyc TIO-540-J2B	1번 콘로드 리틀앤드 균열
2000/1327	2000.08.08	VH-BNN Lyc IO-540	4번 콘로드 빅앤드 균열
2001/1405	2001.03.26	VH-LTW Lyc TIO-540-J2B	2번 콘로드 빅앤드 균열
2002/3474	2002.07.14	VH-ACZ Lyc IO-540-E135	4번 콘로드 빅앤드 균열
2003/2701	2003.08.21	VH-OCF Lyc TIO-540-J2B	6번 콘로드 리틀앤드 균열

- VH-BNN Lyc IO-540(2000/1327)

엔진 검사로 5번 연결 로드 빅엔드의 파열로 인해 사고임이 들어났다. 빅엔드 하우징의 균열의 시초는 하우징 바깥에서 안쪽 표면으로 피로가 증가한 결과이다.



그림 111 파손된 5번 연결 로드

③ 크랭크축 고장

크랭크축은 피스톤/연결 로드의 왕복 동작을 회전력으로 바꾸는 컴퍼넌트이다. 직접적으로 엔진을 구동하기 위해 회전력을 크랭크축의 테두리 끝에 제공된다. 엔진이 동작하는 동안 크랭크축은 각각의 실린더의 불연속적인 가스 압력 부하와 피스톤의 왕복 운동의 관성부하가 교대로 압력에 종속된다. 크랭크축은 고무로 되어 있기 때문에 비틀림 진동이 증가할 때 회전의 평면의 굴절을 만들고 횡진동이 증가할 때 크랭크축의 각을 굴절되게 만든다.

표 16 크랭크축 고장 사례

사고번호	사고날짜	항공기 등록(엔진유형)	고장 부위
2000/2157	2000.05.31	VH-MZK left Lyc TIO-540-J2B	6번 콘로드 저널 균열과 빅엔드 하우징 파열
2000/2276	2000.05.20	VH-ODE Lyc TIO-540-J2B	1번 콘로드 베어링 파괴
2001/2544	2001.06.09	VH-TTX Lyc TIO-540-J2B	메인 베어링 크랭크웹 균열 4번 메인/4번 로드
2001/4799	2001.10.04	VH-BEM TCM TSIO-520-E	메인 베어링 크랭크웹 균열
2001/5866	2001.12.14	VH-JCH Lyc LTIO-540-J2B	6번 콘로드 저널 균열과 빅엔드 하우징 분리
2004/2291	2004.06.22	VH-VEC TCM GTSIO-520-M	3번 콘로드 베어링 파괴
2005/02231	2005.05.18	VH-IGW Lyc TIO-540-V2AD	메인 베어링 크랭크웹 균열 4번 메인/4번 로드 저널

- VH-MZK left Lyc TIO-540-J2B(2000/2157)

처음 엔진 검사에서 캠축의 충돌과 왼족 크랭크케이스 위쪽에 충돌로 크랭크축 저널로부터 6번 연결 로드의 분리되었음이 확인되었다. 6번 연결 로드의 정밀 조사를 통해 빅엔트 하우징의 균열의 결과로 카운터보어에 의하여 교차점이 줄어드는 부분에서 바깥쪽 빅엔드 캡에 처음으로 피로가 쌓였다. 결국 빅엔드의 균열은 피스톤의 엣지를 변형시키고 실린더 헤드에 충분한 스피드를 위해 충격이 가해졌다.

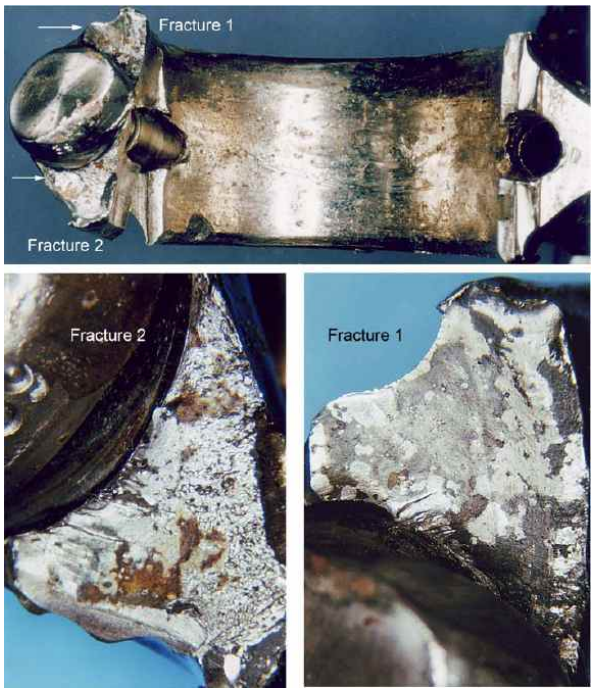


그림 112 6번 연결 로드 캡에 피로의 확산

크랭크웹 필렛과 저널 사이의 변환에서 피로가 시작되었고 점차 확산되어 균열을 야기하였다. 피로를 갖은 항공기는 저널의 축으로 각이 기울어지고 크랭크웹으로 점차 확산되기 때문에 저널의 균열 후에 회전력은 일정 시간 동안 크랭크축의 두 반쪽 사이를 전달하였다.

- VH-ODE Lyc TIO-540-J2B (2000/2276)



그림 113 1번 연결 로드 빅엔드 베어링 삽입의 손상

엔진 조사 결과 1번 연결 로드에 삽입 빅엔드 베어링의 부분 파괴로 인한 사고임이 확인되었다.

- VH-TTX Lyc TIO-540-J2B (2001/2544)

엔진 조사를 통해 크랭크축은 피로의 결과로 가운데 2개 메인 베어링 저널 사이에 2개의 균열이 위치해 있다. 피로로 인한 주된 균열은 4번 메인 베어링 저널의 앞쪽 필렛 반경에 위치해있다.

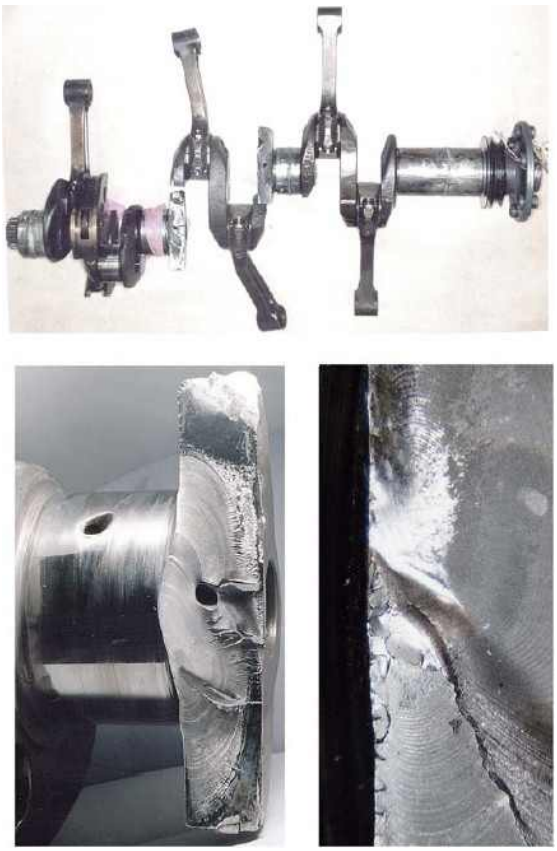


그림 114 4번 메인 베어링/4번 연결
로드 크랭크웹의 주된 파열

4번 메인 베어링/4번 연결 로드 크랭크웹의 주된 파열 때문에 회전력은 크랭크축의 두 반쪽 사이를 전달하였다. 4번 메인 베어링/4번 연결 로드 크랭크웹의 파열임에도 계속적인 엔진 동작으로 3번 메인/3번 연결 로드 크랭크웹에 피로가 쌓여서 파열되었다.



그림 115 크랭크축의 2차 파열, 3번 메인/3번 연결
로드 크랭크웹

(다) 항공기의 구조적 고장 진단 부위 선정

본 연구에서는 엔진 마운트, 조종면의 고장 검출과 관련된 연구를 수행하고자 한다. 먼저 항공기에서 엔진 마운트는 승객에게 느껴질 소음이나 진동 흡수, 라디에이터와 전자제어기 및 다른 구성요소들에게 전달될 수 있는 치명적인 진동을 막아주고 기체 비틀림에 유동적으로 융통성 있게 반응하기도 한다. 엔진과 직접 연결 되는 부분인 만큼 그 중요성도 크기 때문에 고장 진단의 필요성이 크다고 볼 수 있다. 조종면은 항공기의 횡, 종 방향 운동을 제어하는 부분이다. 비행 방향을 조종하는 부위이므로, 고장이 생기게 되면 자칫 비행 조종 불가 상태가 될 수도 있기 때문에 매우 중요한 부위이다. 따라서 조종면 또한 고장 진단 및 알고리즘 개발이 필요하다고 볼 수 있다. 따라서 본 연구에서는 앞서 말한 엔진 마운트 후방 조종면 센서 신호 기반 고장 진단의 타당성을 검토하고 각 부위별 적합한 센서에 대해서 조사 하였다.

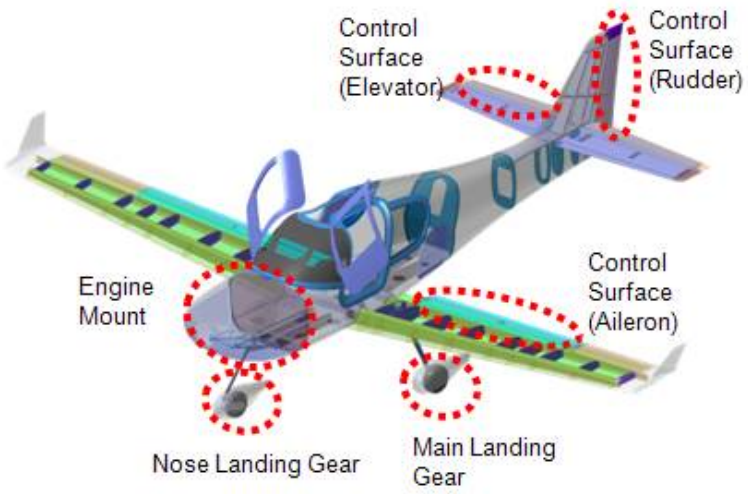


그림 116 항공기의 구조적 고장 진단

(2) 신호기반 안전진단 시스템 구성

(가) 엔진 마운트 고장 진단 센서 선택 및 구현 타당성 검토

엔진 마운트에 고장이 생기면 엔진에서 생기는 진동을 제대로 흡수하지 못하고 기체에서 엔진이 제 위치에서 이탈하여 큰 사고로 이어질 가능성이 크다. 따라서 엔진 마운트에 센서를 장착한 후, 엔진에서 생기는 진동을 전기적 신호로 바꾸어 그 출력 값을 실시간으로 감시하여 만약 이상이 생기면 정상 신호에 더해진 고장신호를 감지 할 것이고, 이를 통해 엔진 마운트의 고장을 실시간으로 검출하여 엔진 마운트의 고장으로 인해 큰 사고로 이어지기 전에 이를 미연에 방지 할 수 있다.

① 항공기용 진동센서

압전 가속도계는 몇 가지 형태의 압전 소자와 질량으로 구성된 기계적인 조립체이다. 압전 물질은 압력이 가해지거나 혹은 가해진 압력이 제거될 때 전기적인 출력이 발생하는 특성을 가지고 있으며 반대로 전기적 입력을 받을 때는 그 부피가 변화하는 특성을 가지고 있다. 가속도계는 이러한 압전 소자의 효과를 이용하여 기계적인 에너지를 전기적인 에너지로 변환하는 원리를 적용한다. 원리적으로 압전형 가속도계는 질량과 스프링으로 구성된 시스템이며, 매우 높

은 공진 주파수를 가지고 있다. 이러한 시스템은 압축력이 작용하는 경우 세로축에 대한 변화량을 측정할 수 있고, 전단력이 작용하는 경우 가로축에 대한 변화량을 측정할 수 있다.

- 센서 특성

○ 스테인레스 스틸, 티타튬 또는 인코넬 재질
○ 광범위한 온도 조건 (최대 780°C)
○ 기계적 움직임이 없는 구조로 높은 신뢰성 (MTBF > 1000,000시간)
○ 광범위한 주파수 범위 (최대 60kHz)
○ 우수한 선형성 (1%이하의 오차)

- 일반적인 적용

○ 가스터빈 엔진 감시 (외부 및 내부)
○ 보조 전원 공급 장치 감시
○ 베어링 분석
○ 기어박스 분석
○ 구조 해석
○ 헬리콥터 로터 시스템 진단
○ 헬리콥터 건전성 및 동작 상태 감시
○ 항공기 구조물 진동 분석
○ 지상 시험 장비
○ 능동 제어

② 엔진 포스 센서를 이용한 엔진 마운트 고장 검출

- 항공기용 모델 3719 볼트와 엔진 마운트 포스 센서(Honeywell)

○ Load range1 500 lb to 300000 lb [17000 to 220000 N]
○ Excitation (maximum) 10 Vdc or Vac RMS
○ Standard models for bolts size no. 2 thru 2 in and up to 20mm
○ 센서와 와셔
○ 카펜터 440C 스테인리스 스틸

○ 볼트와 너트 모두 토크에 민감하지 않음.



그림 117 model 3719

볼트와 엔진 포스 센서

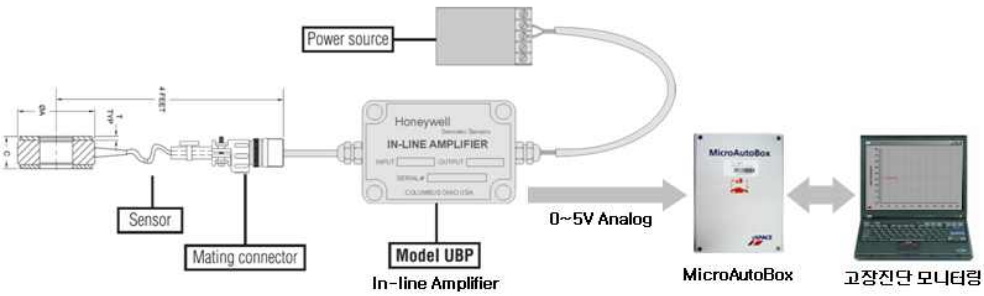


그림 118 포스 센서 입출력 타당성 검토를 위한 개념도

③ 가속도계를 이용한 엔진 마운트 고장 검출

- 엔진 진동 측정 가속도계(PCB Piezotronics)

○ 모델 357B81

○ 20 pC/g [2.04 pC/(m/s2)] 민감도

○ ± 2000 g pk 측정 범위

○ 9000 Hz 주파수 범위 (±5%)

○ 7/16-27 2-핀 커넥터.

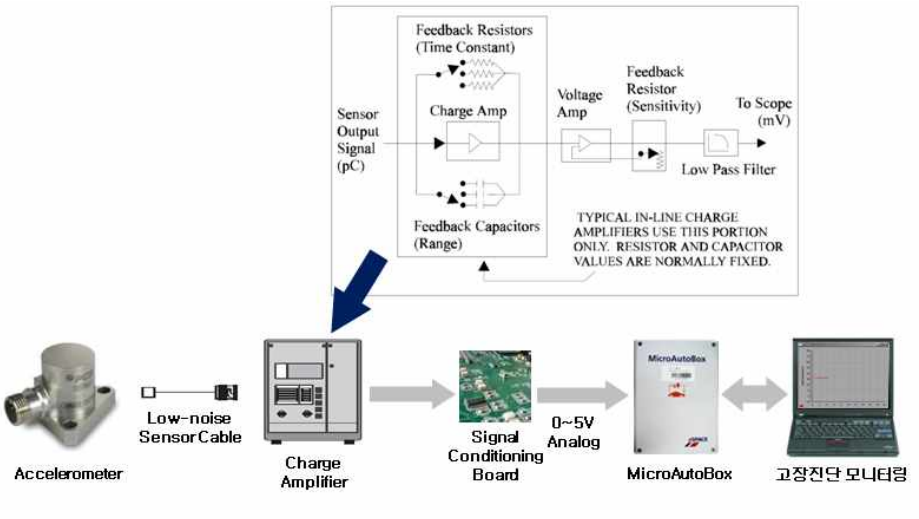


그림 119 가속도계 입출력 타당성 검토를 위한 개념도

④ 고장 진단 구현 타당성 검토.

엔진에서 생기는 진동을 전기 신호로 받기위해서 진동센서나 가속도 센서를 장착해야 한다. 이를 위해 엔진에서의 고열을 견딜 수 있고 내구성도 높은 항공기용 센서가 필요하다. 또 진동 센서를 이용해 고장을 검출하는 실험을 수행 하려면 엔진에서 나오는 출력 신호에서 센서가 동작점을 가지고 높은 퍼포먼스를 보여주어야 한다. 이를 바탕으로 위에서 본 Model 3719 Bolt and Engine Mount Force Sensor와 엔진 진동 측정 가속도계(PCB Piezotronics) 두 가지 센서를 고장 진단용으로써 적절한 센서로 선택했다. 센서 선택 다음으로 중요한 것은 바로 센서의 장착 위치이다. 아래 그림은 반디호 실험기 3호의 엔진 마운트 부위이다. 센서 장착위치를 크게 두 가지로 나누어보면 엔진이 마운트에 주는 충격량을 재기 위해서 마운트 접합 부위에서 엔진 포스 센서를 이용해 충격량을 전기적 신호로 출력을 얻을 수 있고, 두번째로 엔진에서 나오는 진동을 재기 위한 가장 확실한 방법 중 하나로 엔진 마운트에 직접 가속도계를 부착하여 진동을 측정하는 방법이 있다. 다음으로는 입출력 구현 가능성을 검토해보아야 한다. 실시간으로 고장 신호를 모니터링하기 위해 RCP 장비를 이용하여 컴퓨터를 통해 실시간으로 출력 신호를 감시하여 고장 진단을 할 수 있다. 이때 RCP 장비인 microautobox를 통해 센서 출력을 실시간으로 모니터링 해서 고장을 감시 할 수 있다. 앞에서 포스 센서를 이용한 입출력 연결 구성도를 보면 주의 할

점으로 microautobox에 0~5V의 입력을 주어야 하기 때문에 센서 출력을 0~5V로 고정 시키기 위해 센서와 microautobox사이에 in-line amplifier를 연결시켜 0~5V 사이의 센서 출력을 얻을 수 있다. 다음으로 가속도계를 이용한 센서 입출력 연결 구성도에서는 가속도계에서의 잡음을 줄이기 위해 Low noise cable을 통해 연결 하고 Charge Amplifier를 통해 Signal Conditioning Board와 연결시켜 0~5V의 출력을 RCP 장비인 microautobox로 보낼 수 있다.



그림 120 반디호 실험기 3호 엔진 마운트 부위

(나) 조종면 고장 진단 센서 선택 및 구현 타당성 검토

아래의 그림에서 볼 수 있듯이 조종면의 원리는 조종 입력 부분을 통해 와이어를 당기고 풀어주고를 해주어서 조종면을 제어해준다. 따라서 조종면의 고장 검출을 위해서는 조종면의 위치나 속도를 재거나 또는 Control input과 조종면 사이의 와이어의 인장력을 재기 위해 변위 센서 혹은 속도 센서나 와이어의 인장력을 가속도계를 이용하여 측정함으로써 센서 신호 기반 고장 검출이 가능하다.

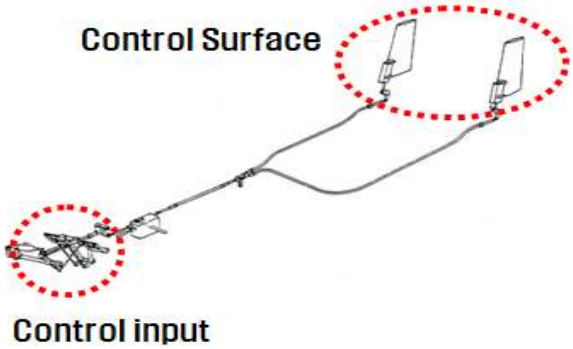


그림 121 일반적 조종면 구동 시스템



그림 122 반디호 실험기 3호 리더
변위 센서 설치

① 변위 센서를 이용한 조종면 고장 검출

- 항공기용 정확성 강화 변위 센서

○ 모델 DLB DC-DC

○ ±0.25 % non-linearity

○ ±12,7 mm to ±203,2 mm [±0.5 in to ±8 in]

○ ±2 Vdc output sensitivity.

② 고장 진단 구현 타당성 검토

조종면의 고장을 검출하려면 크게 두가지 성분을 측정해야 하는데, 먼저 조종면의 변위나 각 변화량을 측정하거나 다음으로 와이어에 작용하는 인장력을 측

정해서 고장을 진단 할 수 있다. 따라서 이런 성분들을 측정하기 위해서는 센서를 설치해야 한다. 변위 센서나, 각 센서, 속도 센서 또는 가속도센서 등을 조종면 회전 부나 와이어 연결 부에 설치하여 고장을 진단 할 수 있다. 그리고 추가로 필요한 사항으로 조종면 관련 도면(와이어의 종류 및 휜지 정보)과 타각 범위 정보도 고려해 주어야 한다. 이를 바탕으로 조종면의 고장 진단 센서로 위에서 살펴본 모델 DLB DC-DC 변위 센서를 선택했다. 그리고 센서의 입출력 타당성을 아래와 같은 센서 연결 구성도를 통해 수행하였다. 엔진 마운트 때와 비슷하게 실험에 쓰일 변위 센서의 출력을 0~5V 사이로 맞춰 주기위해 MicroAutoBox와 센서 사이에 Signal Conditioning Board를 연결 한다면 출력을 모니터링 할 수 있다.

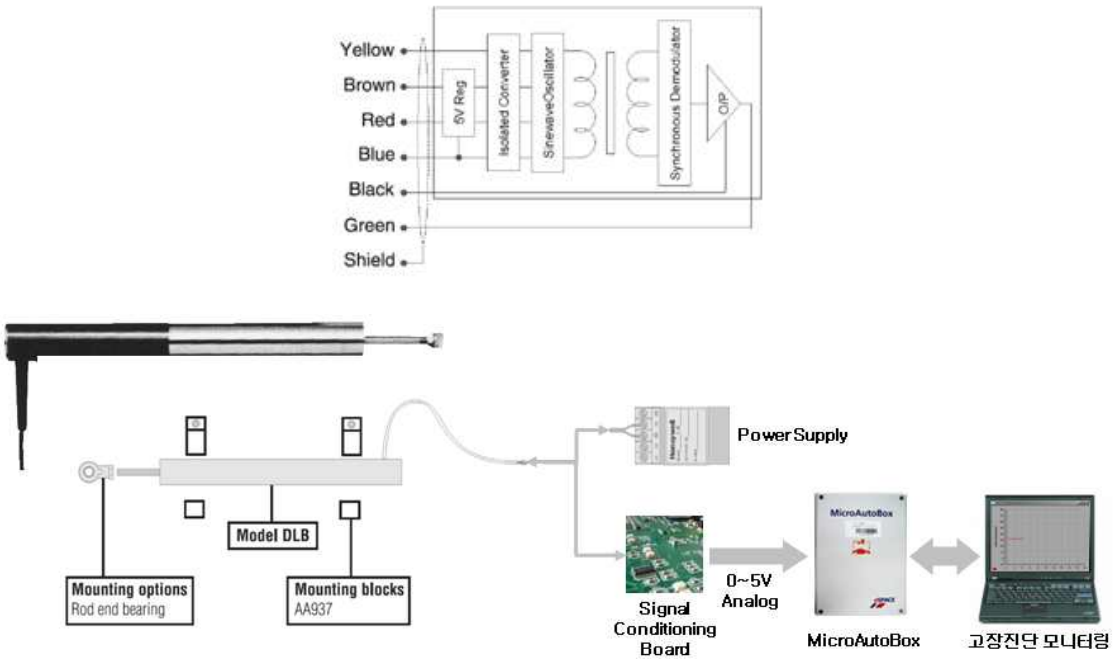


그림 123 변위 센서 입출력 타당성 검토를 위한 개념도

(다) 엔진 시험 장치 설계

① 시험용 엔진 선정

진동 특성을 모사할 대상 엔진은 3차년도에 시뮬레이션을 수행한 Rotax사의 912 series 제품으로서 4행정 수평대향형 가솔린 왕복 엔진이며 소형 항공기의 추진 기관으로 주로 사용되고 있다. 일반적인 수직형 실린더 배열의 경우는 그림 124와 같이 피스톤이 위아래로 왕복운동을 하는 구조를 갖는다. 이러한 형

태에서는 피스톤의 가속과 감속에 의해 힘의 불평형이 발생되며 이로 인하여 수직 방향으로의 엔진 진동이 발생하는 주요한 원인이 된다.

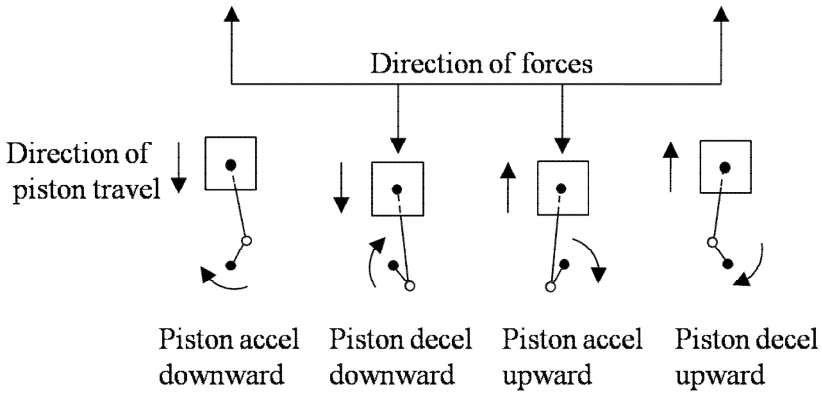


그림 124 수직형 실린더 배열 엔진 특성

반면에 항공용 왕복엔진으로 주로 사용되는 수평대향형 실린더 배열 엔진은 종 방향으로 피스톤이 직선왕복운동을 수행한다. 이때 앞 열의 피스톤과 뒷 열의 피스톤간의 힘의 방향은 반대이므로 힘의 불평형으로 발생되는 진동이 최소화된다.

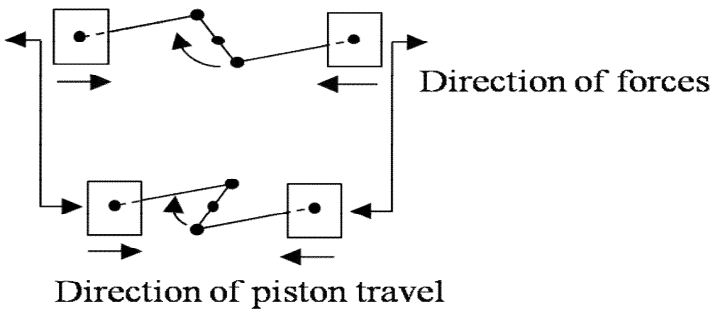


그림 125 수평형 실린더 배열 엔진 특성

이와 같이 수평대향형의 진동 특성은 차량 및 일반 산업 분야에서 사용되는 수직형태의 실린더 배열과 매우 다르다. 또한 엔진의 진동 특성은 실린더와 행정의 개수에도 영향을 받는다. 따라서 본 연구에서는 이와 같은 조건들을 반영하기 위하여 OS사의 FF-320 엔진을 시험용 엔진으로 선정하였다.

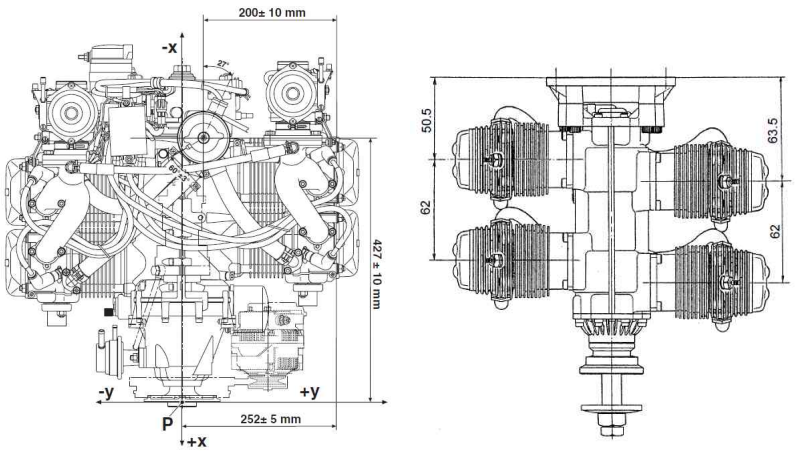


그림 126 Rotax 912 엔진(좌측) 및 OS FF-320 엔진(우측)

표 17 대상 및 모델 엔진 사양

항목	Rotax 912 수치(단위)	FF-320 수치(단위)
배기량(Displacement)	3028(cc)×4	1326(cc)×4
실린더 내경(Bore)	795(mm)	277(mm)
피스톤 운동거리(Stroke)	61(mm)	220(mm)
최대 RPM	5800	8500
마력@최대 RPM	810(HP)	4.1(HP)
무게(Weight)	554(kg)	2.19(kg)
행정 수	4	4

위의 그림에서 볼 수 있는 바와 같이 FF-320 엔진은 대상엔진과는 형태상의 차이가 있다. 하지만 본 과제에서는 크랭크샤프트 축에 연결된 부품들의 고장을 시험해야 하므로 엔진을 축소하거나 개조하여 제작하는 경우에는 안전사고의 위험성이 존재하기 때문에 구매 가능한 제품들 중에서 가장 대상 엔진과 유사하다고 판단되는 FF-320 엔진을 선정하였다.

② 엔진 축소 모델의 모형 비

본 연구에서는 시험용 엔진을 축소비에 맞추어 제작하지 않고 이를 대신하여 기성 제품을 사용하기 때문에 설계보다는 결과의 해석을 위해서 모형 비가

필요하다. 이를 구하기 위하여 X는 직선 운동과 관련된 상태변수들의 벡터, l은 대표 치수, v는 대표 속도를 나타낸다고 하자. 이때 무차원 길이 벡터 Γ는 다음과 같은 등식을 만족한다고 가정한다.

$$\begin{aligned} X &= l\Gamma \\ \dot{X} &= v\dot{\Gamma} \end{aligned} \tag{2.1}$$

시간을 t, 주파수를 w, 무차원 시간을 τ, 무차원 주파수를 ω라 할 때 연쇄법칙(chain rule)에 의해 식 (2.1)에서 다음과 같은 등식을 유도할 수 있다.

$$\begin{aligned} \tau &= \frac{v}{l}t \\ \omega &= \frac{l}{v}w \end{aligned} \tag{2.2}$$

따라서 실제와 모델 사이의 길이 비와 속도 비를 안다면 식 (2.2)를 이용하여 주파수 비를 구할 수 있다. 본 연구에서는 엔진 진동을 주파수 영역에서 분석하므로 모형에서 측정된 주파수는 주파수 비에 의해 실제 엔진의 진동 주파수로 변환될 수 있다. 이때 엔진은 항공기에 장착되므로 실제와 모델 사이의 길이 비와 속도 비는 공기역학적인 제약을 받는다. 이와 같은 제약은 다음 절에서 고려하였다.

(라) 조종면 시험 장치 설계

① 공력탄성학 개요 및 본 연구와의 연관성

공력탄성학은 항공기를 설계하는데 있어서 매우 중요한 문제인 공기력과 구조물의 탄성력 및 관성력의 상호작용을 연구하는 학문이다. 이러한 유체-구조 연계시스템에서 발생가능한 공력탄성학적인 현상으로는 동적 불안정 현상인 플러터, 버펫팅, 정적 불안정 현상인 다이버전스 등이 있다. 이 중에서 플러터 현상은 공력에 의한 하중을 받는 모든 구조물에서 발생할 수 있으며 급격한 진동 발산으로 인해 구조파손에 이르기 때문에 비행안전을 위하여 반드시 점검해야

하며 비행 시에 절대로 발생하지 않아야 한다. 이러한 이유로 인하여 플러터 현상에 관하여 지금까지 이론뿐만 아니라 시뮬레이션과 시험에 대한 방법론 및 결과해석이 지속적으로 논의되어 왔다. 본 연구에서는 직접적으로 플러터 현상을 다루지는 않지만 본 연구에서 다루고자 하는 내용과 플러터 현상은 진동에 의한 현상이라는 공통점을 가지고 있다. 따라서 본 연구에서는 공력탄성학적인 플러터 해석 및 시험 방법론을 이용하여 조종면의 고장 발생 시에 나타날 수 있는 진동을 해석하고 시험하고자 한다.

② 항공기 날개의 진동 모델

- 항공기 날개의 모멘트

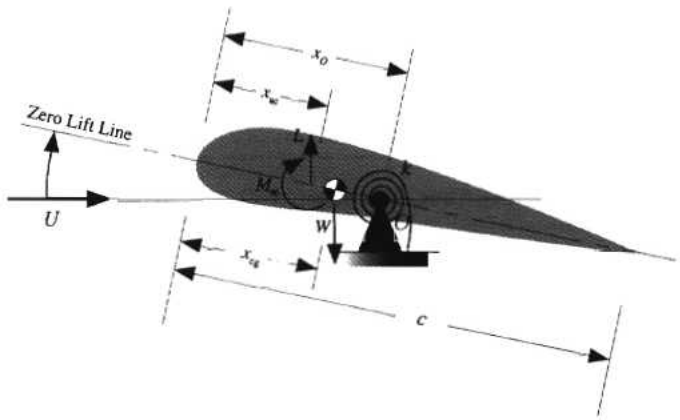


그림 127 지지대에 의해 고정된 날개 모델

위의 그림과 같이 날개가 지지대 O에 의해 고정되어 있으며 지지대를 축으로 하는 회전 운동에 대하여 휘어짐이 있다고 가정한다. 이와 같은 지지대의 회전에 대한 탄성을 k라 나타낼 수 있다. 이때 지지대에 대해서는 모든 모멘트의 합력이 0이어야 한다. 만약 각 받음각 α가 매우 작다고 가정한다면 $\sin(\alpha)=\alpha, \cos(\alpha)=1$이다. 따라서

$$M_{ac}+L(x_o-x_{ac})-mg(x_o-x_{cg})-k\theta=0 \qquad (2.3)$$

이다. mg는 날개에 작용하는 중력이다. 지지대가 강체일 때의 받음각을 α_r, 휘어짐에 의해 생긴 각을 θ라 하면 받음각 $\alpha = \alpha_r + \theta$로 나타낼 수 있으며 공기는 자유기류 상태라고 가정한다. 휘어짐으로 인한 영향을 고려하여 공기에 의해 생성된 양력 L을 계산하면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$L = qSC_{L\alpha}(\alpha_r + \theta) \tag{2.4}$$

식 (2.4)에서 자유기류 시의 동압 $q = \frac{1}{2}\rho_\infty U^2$이다. 이때 U는 자유기류 시의 공기 속도, ρ_∞은 자유기류 시의 공기 밀도, S는 날개 표면적, $C_{L\alpha}$는 양력 계수를 나타낸다. 공기역학적 중심에 대한 모멘트 M_{ac}는 다음과 같이 구할 수 있다.

$$M_{ac} = qScC_{M\alpha}\alpha \tag{2.5}$$

- 에일러론이 장착된 항공기 날개의 모멘트

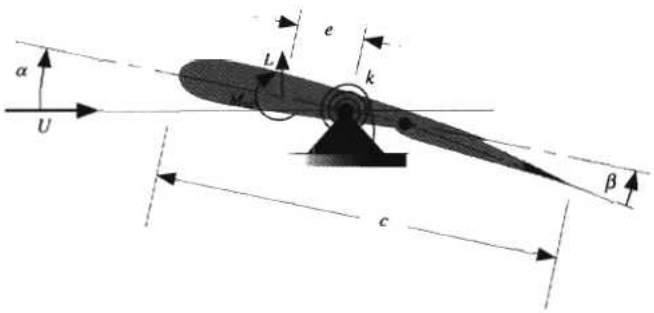


그림 128 에일러론이 장착된 날개 모델

실제의 항공기에서는 그림 128과 같이 에일러론이 장착된다. 이러한 경우에 대해서 날개에 대한 에일러론의 각도를 β라 한다면 식 (2.4)와 (2.5)은 다음과 같이 바뀌게 된다.

$$L = qSC_{L\alpha}\alpha + qSC_{L\beta}\beta \tag{2.6}$$

$$M_{ac} = qScC_{M\alpha}\alpha + qScC_{M\beta}\beta \tag{2.7}$$

따라서 에일러론의 영향을 고려해야 할 경우에는 식 (2.4)와 (2.5)을 대신하여 식 (2.6)와 (2.7)를 사용하여 이를 반영할 수 있다.

- 공력탄성학적 항공기 날개 진동 해석

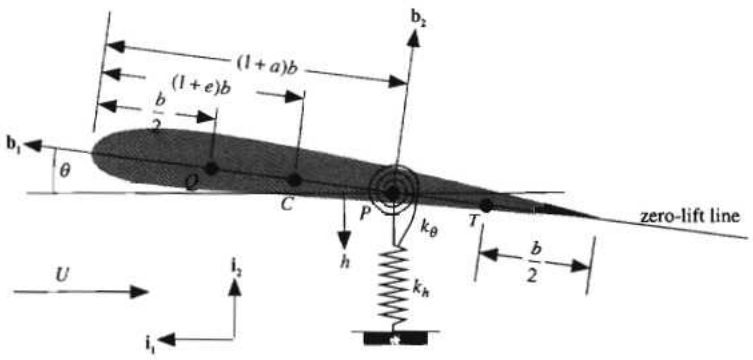


그림 129 진동 해석을 위한 날개 모델

위의 그림과 같은 날개 모델을 이용하여 항공기 날개의 진동 특성에 대해 분석하고자 한다. 이와 같은 모델은 플러터 해석을 위해 고안되었지만 본 연구에서는 날개의 진동 특성을 이해하기 위해 사용하고자 한다. 여기서는 시스템의 운동 방정식을 쉽게 유도하기 위해 라그랑지 방정식(Lagrange's equation)을 적용한다. 이 모델의 위치 에너지는 다음과 같다.

$$P = \frac{1}{2}k_h h^2 + \frac{1}{2}k_\theta \theta^2 \tag{2.8}$$

질량 중심에서의 속도는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$v_c = v_p + \dot{\theta} b_3 \times b[(1+a)-(1+e)]b_1 \tag{2.9}$$

이때 b는 날개의 종 방향 길이의 반이다. $v_p = -\dot{h} i_2$이므로

$$v_c = -\dot{h} i_2 + b\dot{\theta}(a-e)b_2 \tag{2.10}$$

따라서 모델의 운동 에너지는 다음과 같다.

$$K = \frac{1}{2} m v_c \times v_c + \frac{1}{2} I_c \dot{\theta}^2 \tag{2.11}$$

이때 I_c는 C지점에서의 관성모멘트이다. θ가 작다고 가정하면 식 (2.11)는 다음과 같이 정리할 수 있다.

$$K = \frac{1}{2} m(\dot{h}^2 + b^2 x_\theta^2 \dot{\theta}^2 + 2b x_\theta \dot{h}\dot{\theta}) + \frac{1}{2} I_c \dot{\theta}^2 \tag{2.12}$$

모델에 작용하는 외력은 공력 중심 Q에서의 가상 일(virtual work)을 통해 구할 수 있다. Q에서의 속도는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$v_q = -\dot{h} i_2 + b\dot{\theta}(\frac{1}{2}+a)b_2 \tag{2.13}$$

식 (2.13)을 적분하면 Q에서의 가상 변위 δp_q를 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$\delta p_q = -\delta h i_2 + b\delta\theta(\frac{1}{2}+a)b_2 \tag{2.14}$$

날개의 각속도는 $\dot{\theta}b_3$이므로 가상 회전각 $\delta w_q = \delta\theta b_3$이다. Q에서의 가상 일은 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\delta W_q = L[-\delta h + b(\frac{1}{2}+a)\delta\theta] + M_q\delta\theta \tag{2.15}$$

이때 M_q는 Q에서 작용하는 모멘트이다. 따라서 Q에 각 방향으로 작용하는 외력은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} Q_h &= -L \\ Q_\theta &= M_q + b(\frac{1}{2}+a)L \end{aligned} \tag{2.16}$$

라그랑지 방정식은 다음과 같다.

$$\frac{d}{dt}\left(\frac{\partial K}{\partial \dot{q}_i}\right) + \frac{\partial P}{\partial q_i} = Q_i (i = 1,2,\cdots,n) \tag{2.17}$$

주어진 모델에 적용하기 위하여 $n=2, q_1 = h, q_2 = \theta$를 식 (2.17)에 대입하면 다음과 같이 운동 방정식을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} &m\ddot{h} + mbx_\theta\ddot{\theta} + k_h h = -L \\ &(I_c + mb^2x_\theta^2)\ddot{\theta} + mbx_\theta\ddot{h} + k_\theta\theta = M_q + b(\frac{1}{2}+a)L \end{aligned} \tag{2.18}$$

공기의 흐름이 정상상태라고 가정한다면 다음과 같은 등식이 성립한다.

$$\begin{aligned} L &= \rho_\infty bc U^2 C_{L\theta}\theta \\ M_q &= 0 \end{aligned} \tag{2.19}$$

이때 c는 날개의 횡 방향 길이이다. $d = \frac{c}{b}$라 하고 식 (2.18)에 (2.19)을 대입하면 다음과 같은 식을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} &m\ddot{h} + mbx_\theta\ddot{\theta} + k_h h = -\rho_\infty b^2 d U^2 C_{L\theta}\theta \\ &(I_c + mb^2x_\theta^2)\ddot{\theta} + mbx_\theta\ddot{h} + k_\theta\theta = \rho_\infty b^3 d(\frac{1}{2}+a) U^2 C_{L\theta}\theta \end{aligned} \tag{2.20}$$

식 (2.20)은 다음과 같은 형태로 바꿀 수 있다.

$$\begin{bmatrix} m & mbx_\theta \\ mbx_\theta & I_c + mb^2x_\theta^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{h} \\ \ddot{\theta} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} k_h & 0 \\ 0 & k_\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} h \\ \theta \end{bmatrix} = \frac{\rho_\infty U^2}{2} \begin{bmatrix} b^2 & 0 \\ 0 & b^3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 2dC_{L\theta} \\ 0 & 2d(\frac{1}{2}+a) C_{L\theta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} h \\ \theta \end{bmatrix} \tag{2.21}$$

③ 날개 축소 모델의 설계

- 항공기 날개의 동적상사모형

여기서는 에일러론의 영향과 항공기 날개의 3차원적인 운동에 대해 다루기 위해 식 (2.21)를 다음 식과 같이 일반적인 경우로 확장한다.

$$\begin{bmatrix} M_{11} & M_{12} \\ M_{21} & M_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{X} \\ \ddot{\Theta} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} K_{11} & K_{12} \\ K_{21} & K_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ \Theta \end{bmatrix} = \frac{\rho v^2}{2} \begin{bmatrix} l^2 I & 0 \\ 0 & l^3 I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} \\ Q_{21} & Q_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ \Theta \end{bmatrix} \tag{2.22}$$

이때 X는 직선 운동과 관련된 상태변수들의 벡터, Θ는 회전 운동과 관련된 상태변수들의 벡터, $M_{ij}(i,j=1,2)$는 질량/관성 파라미터 행렬, K_{ij}는 강성 파라미터 행렬, Q_{ij}는 공력 파라미터 행렬, l은 대표 치수, ρ은 공기 밀도, v는 대표 속도를 나타낸다. 질량, 길이, 시간의 기본량인 (M,L,T)에 대하여 식 (2.22)을 해석하면 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} M & ML \\ ML & ML^2 \end{bmatrix}\begin{bmatrix} LT^{-2} \\ T^{-2} \end{bmatrix}+\begin{bmatrix} MT^{-2} & MLT^{-2} \\ MLT^{-2} & ML^2T^{-2} \end{bmatrix}\begin{bmatrix} L \\ ND \end{bmatrix} \\ = ML^{-1}T^{-2}\begin{bmatrix} L^2 & 0 \\ 0 & L^3 \end{bmatrix}\begin{bmatrix} L^{-1}ND \\ L^{-1}ND \end{bmatrix}\begin{bmatrix} L \\ ND \end{bmatrix} \tag{2.23}$$

이때 무차원 길이 벡터 Γ, 무차원 각도 벡터 Φ는 다음과 같은 등식을 만족한다고 가정한다.

$$\begin{aligned} X &= l\Gamma \\ \dot{X} &= v\dot{\Gamma} \\ \Theta &= \Phi \end{aligned} \tag{2.24}$$

시간을 t, 주파수를 w, 무차원 시간을 τ, 무차원 주파수를 ω라 할 때 연쇄법칙(chain rule)에 의해 식 (2.24)에서 다음과 같은 등식을 유도할 수 있다.

$$\begin{aligned} \tau &= \frac{v}{l}t \\ \omega &= \frac{l}{v}w \end{aligned} \tag{2.25}$$

따라서 식 (2.24), (2.25)에서 다음과 같은 등식들을 유도할 수 있다.

$$\ddot{X}=\frac{v^2}{l}\ddot{\Gamma}$$
$$\dot{\Theta}=\frac{v}{l}\dot{\Phi} \tag{2.26}$$
$$\ddot{\Theta}=\frac{v^2}{l^2}\ddot{\Phi}$$

식 (2.23)와 공기 밀도 ρ를 이용하여 질량/관성 파라미터 행렬 M_{ij}를 무차원화하면 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} M_{11} M_{12} \\ M_{21} M_{22} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \rho l^3 \overline{M_{11}} & \rho l^4 \overline{M_{12}} \\ \rho l^4 \overline{M_{21}} & \rho l^5 \overline{M_{22}} \end{bmatrix} \tag{2.27}$$

식 (2.26)와 (2.27)에 의해 다음과 같은 등식이 성립한다.

$$\begin{bmatrix} M_{11} M_{12} \\ M_{21} M_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{X} \\ \ddot{\Theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \rho l^3 \overline{M_{11}} & \rho l^4 \overline{M_{12}} \\ \rho l^4 \overline{M_{21}} & \rho l^5 \overline{M_{22}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{v^2}{l}\ddot{\Gamma} \\ \frac{v^2}{l^2}\ddot{\Phi} \end{bmatrix}$$
$$= \begin{bmatrix} \rho l^2 v^2 I & 0 \\ 0 & \rho l^3 v^2 I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \overline{M_{11}} & \overline{M_{12}} \\ \overline{M_{21}} & \overline{M_{22}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\Gamma} \\ \ddot{\Phi} \end{bmatrix} \tag{2.28}$$

식 (2.27)의 유도과정과 유사한 방법으로 강성 파라미터 행렬 K_{ij}을 무차원화하면 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} K_{11} K_{12} \\ K_{21} K_{22} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \rho l v^2 \overline{K_{11}} & \rho l^2 v^2 \overline{K_{12}} \\ \rho l^2 v^2 \overline{K_{21}} & \rho l^3 v^2 \overline{K_{22}} \end{bmatrix} \tag{2.29}$$

식 (2.26)와 (2.29)에 의해 다음과 같은 등식이 성립한다.

$$\begin{bmatrix} K_{11} K_{12} \\ K_{21} K_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ \Theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \rho l v^2 \overline{K_{11}} & \rho l^2 v^2 \overline{K_{12}} \\ \rho l^2 v^2 \overline{K_{21}} & \rho l^3 v^2 \overline{K_{22}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} l\Gamma \\ \Phi \end{bmatrix}$$
$$= \begin{bmatrix} \rho l^2 v^2 I & 0 \\ 0 & \rho l^3 v^2 I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \overline{K_{11}} & \overline{K_{12}} \\ \overline{K_{21}} & \overline{K_{22}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Gamma \\ \Phi \end{bmatrix} \tag{2.30}$$

식 (2.26)에 의해 다음과 같은 등식이 성립한다.

$$\frac{\rho v^2}{2} \begin{bmatrix} l^2 I & 0 \\ 0 & l^3 I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Q_{11} Q_{12} \\ Q_{21} Q_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ \Theta \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \rho l^2 v^2 I & 0 \\ 0 & \rho l^3 v^2 I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} l Q_{11} & Q_{12} \\ l Q_{21} & Q_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Gamma \\ \Phi \end{bmatrix} \tag{2.31}$$

식 (2.28), (2.30), (2.31)에 의해 식 (2.22)을 무차원화하면 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} \overline{M_{11}} & \overline{M_{12}} \\ \overline{M_{21}} & \overline{M_{22}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\Gamma} \\ \ddot{\Phi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \overline{K_{11}} & \overline{K_{12}} \\ \overline{K_{21}} & \overline{K_{22}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Gamma \\ \Phi \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} l Q_{11} & Q_{12} \\ l Q_{21} & Q_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Gamma \\ \Phi \end{bmatrix} \tag{2.32}$$

식 (2.32)은 모든 상태에 대하여 모델과 실제의 항공기 모두에서 만족되어야 하므로 다음의 등식이 성립해야 한다.

$$\begin{bmatrix} \overline{M_{11}} & \overline{M_{12}} \\ \overline{M_{21}} & \overline{M_{22}} \end{bmatrix}_m = \begin{bmatrix} \overline{M_{11}} & \overline{M_{12}} \\ \overline{M_{21}} & \overline{M_{22}} \end{bmatrix}_r$$
$$\begin{bmatrix} \overline{K_{11}} & \overline{K_{12}} \\ \overline{K_{21}} & \overline{K_{22}} \end{bmatrix}_m = \begin{bmatrix} \overline{K_{11}} & \overline{K_{12}} \\ \overline{K_{21}} & \overline{K_{22}} \end{bmatrix}_r \tag{3.33}$$
$$\begin{bmatrix} l Q_{11} & Q_{12} \\ l Q_{21} & Q_{22} \end{bmatrix}_m = \begin{bmatrix} l Q_{11} & Q_{12} \\ l Q_{21} & Q_{22} \end{bmatrix}_r$$

이때 식 (2.27), (2.29)을 (2.33)에 대입하면 다음과 같은 수식을 유도할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \frac{1}{\rho l^3}M_{11} & \frac{1}{\rho l^4}M_{12} \\ \frac{1}{\rho l^4}M_{21} & \frac{1}{\rho l^5}M_{22} \end{bmatrix}_m = \begin{bmatrix} \frac{1}{\rho l^3}M_{11} & \frac{1}{\rho l^4}M_{12} \\ \frac{1}{\rho l^4}M_{21} & \frac{1}{\rho l^5}M_{22} \end{bmatrix}_r$$

$$\begin{bmatrix} \frac{1}{\rho l v^2}K_{11} & \frac{1}{\rho l^2 v^2}K_{12} \\ \frac{1}{\rho l^2 v^2}K_{21} & \frac{1}{\rho l^3 v^2}K_{22} \end{bmatrix}_m = \begin{bmatrix} \frac{1}{\rho l v^2}K_{11} & \frac{1}{\rho l^2 v^2}K_{12} \\ \frac{1}{\rho l^2 v^2}K_{21} & \frac{1}{\rho l^3 v^2}K_{22} \end{bmatrix}_r \tag{2.34}$$

$$\begin{bmatrix} lQ_{11} & Q_{12} \\ lQ_{21} & Q_{22} \end{bmatrix}_m = \begin{bmatrix} lQ_{11} & Q_{12} \\ lQ_{21} & Q_{22} \end{bmatrix}_r$$

따라서 식 (2.34)이 성립한다면 축소 모델은 실제의 항공기 날개에 대하여 동적 상사를 완벽하게 만족한다.

- 축소 모델 설계 조건

식 (2.34)을 모두 만족하는 모델을 제작하는 것은 현실적으로 매우 어렵기 때문에 식 (2.34)을 단순화하여 중요한 물리적 의미를 갖는 조건을 찾아내는 것이 필요하다. 식 (2.21)와 (2.34)을 이용하여 다음과 같은 등식을 유도할 수 있다.

$$\begin{aligned} \frac{m_m}{\rho_m l_m^3} &= \frac{m_r}{\rho_r l_r^3} \\ \frac{k_{\theta_m}}{\rho_m l_m^3 v_m^2} &= \frac{k_{\theta_r}}{\rho_r l_r^3 v_r^2} \end{aligned} \tag{2.35}$$

이때 자유 비행 시험이라 가정한다면 공기 밀도는 동일하다고 볼 수 있다 ($\rho_m = \rho_r$). 따라서 질량비와 강성 계수비는 다음과 같다.

$$m_r = \frac{l_r^3}{l_m^3} m_m$$
$$k_{\theta_r} = \frac{l_r^3 v_r^2}{l_m^3 v_m^2} k_{\theta_m} \tag{2.36}$$

또한 기본적인 물리량에 대하여 동적 상사가 만족되어야 하므로 식 (2.21)와 (2.24), (2.25)에 의해 다음과 같은 등식을 유도할 수 있다.

$$\frac{1}{l_r} b_r = \frac{1}{l_m} b_m$$
$$\frac{1}{v_r} U_r = \frac{1}{v_m} U_m \tag{2.37}$$
$$\frac{l_r}{v_r} w_r = \frac{l_m}{v_m} w_m$$

따라서 길이비와 속도비, 주파수비는 다음과 같다.

$$b_r = \frac{l_r}{l_m} b_m$$
$$U_r = \frac{v_r}{v_m} U_m \tag{2.38}$$
$$w_r = \frac{l_m v_r}{l_r v_m} w_m$$

마지막으로 공기역학적인 상사성을 고려하기 위해 식 (2.21)와 (2.34)에 의해 다음의 등식을 유도할 수 있다.

$$C_{L\theta_r} = C_{L\theta_m} \tag{2.39}$$

본 연구의 대상 항공기는 프로펠러기이므로 항공기가 저속 영역에서 운행한

다고 가정할 수 있다. 이때 저속 영역에서는 레이놀즈 수(Reynolds number)의 영향이 크므로 마하 수(Mach number)의 영향을 무시할 수 있다. 따라서 식 (2.39)을 만족하기 위해서는 모델과 실제의 레이놀즈 수(Reynolds number)가 일치해야 한다.

$$\frac{\rho_r}{\mu_r} U_r b_r = \frac{\rho_m}{\mu_m} U_m b_m \tag{2.40}$$

이때 μ는 공기의 점성계수이다. 식 (2.36)의 유도과정과 유사하게 자유 비행 시험이라 가정하면 식 (2.40)에서 공기의 밀도와 점성계수는 동일하다고 볼 수 있다($\rho_m = \rho_r, \mu_m = \mu_r$). 따라서 식 (2.40)에 식 (2.38)을 대입하면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{v_r}{v_m} = \frac{l_m}{l_r} \tag{2.41}$$

일반적인 자유 비행 시험에서는 중력에 의한 영향도 고려해야 하므로 실제와 모형의 프루드 수(Froude number)를 일치시켜야 한다. 따라서 다음 등식이 만족해야 한다.

$$\sqrt{\frac{U_r^2}{b_r g_r}} = \sqrt{\frac{U_m^2}{b_m g_m}} \tag{2.42}$$

지구에서의 중력 가속도는 일정하다고 가정하고($g_m = g_r$) 식 (2.42)에 식 (2.38)을 대입하면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{v_r^2}{v_m^2} = \frac{l_r}{l_m} \tag{2.43}$$

하지만 식 (2.41)와 (2.43)를 동시에 만족하는 경우는 모델과 실제의 속도 비 및 길이 비가 일치할 때뿐이다. 따라서 축소 모델을 제작하기 위해서는 이러한 모순을 해결해야 한다. 본 연구에서 자유 비행 시험을 수행하는 목적은 비행 시에 자연적인 공기 흐름의 영향이 날개 및 조종면의 진동에 미치는 영향을 고려하기 위한 것이라고 할 수 있다. 또한 본 연구에서는 고장이 발생한 조종면을 사용하므로 높은 고도에서의 비행이나 급격한 운동은 매우 위험하기 때문에 수행하기 어렵다. 이러한 점을 고려할 때 시험이 저고도에서 수행되며 시험 중에 급강하 등의 운동을 배제한다고 가정한다면 프루드 수에 의한 영향을 무시할 수 있다.

따라서 식 (2.36), (2.38), (2.41)에 의해 도출된 축소비는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} &\lambda_l = \frac{l_r}{l_m}, \lambda_U = \frac{1}{\lambda_l}, \lambda_w = 1 \\ &\lambda_m = \lambda_l^3, \lambda_{k_\theta} = \lambda_l \end{aligned} \tag{2.44}$$

- 축소 모델의 주요 수치 계산

대상 항공기의 주요 수치는 다음과 같다고 가정한다.

표 18 대상 항공기 사양

항목	수치(단위)
날개길이(Wing span)	11.37(m)
날개면적(Wing area)	13.97(m^2)
최대중량(MTOW)	1,633(kg)
익면하중(Wing loading)	116.89(kg/m^2)

이때 조종의 용이성을 위해 축소 모델의 날개길이를 1.6m로 한다면 $\lambda_l = 11.37/1.6 = 7.10625$이다. 이를 식 (2.44)에 대입하면 $\lambda_U = 0.14072$,

$\lambda_m = 358.85702$를 얻을 수 있다. 이 축소비를 이용하여 축소 모델의 중량을 계산하면 4.55kg이다. 아래 표는 유사한 계산을 이용하여 축소 모델 사양을 구한 결과이다.

표 19 축소 모델 사양

항목	대상 항공기 수치(단위)	축소 모델 수치(단위)
날개길이(Wing span)	11.37(m)	1.6(m)
날개면적(Wing area)	13.97(m^2)	0.2766(m^2)
최대중량(MTOW)	1,633(kg)	4.55(kg)
익면하중(Wing loading)	116.89(kg/m^2)	16.45(kg/m^2)

따라서 표 19의 수치들을 사용한다면 동적 상사성을 유지하면서 조종 용이성을 확보할 수 있을 것이라 판단된다.

(마) 엔진 시험 장치 제작

본 연구에서는 엔진의 고장검출 알고리즘에 대한 검증을 위하여 그림 130과 같은 시험 장치를 구성하였다.

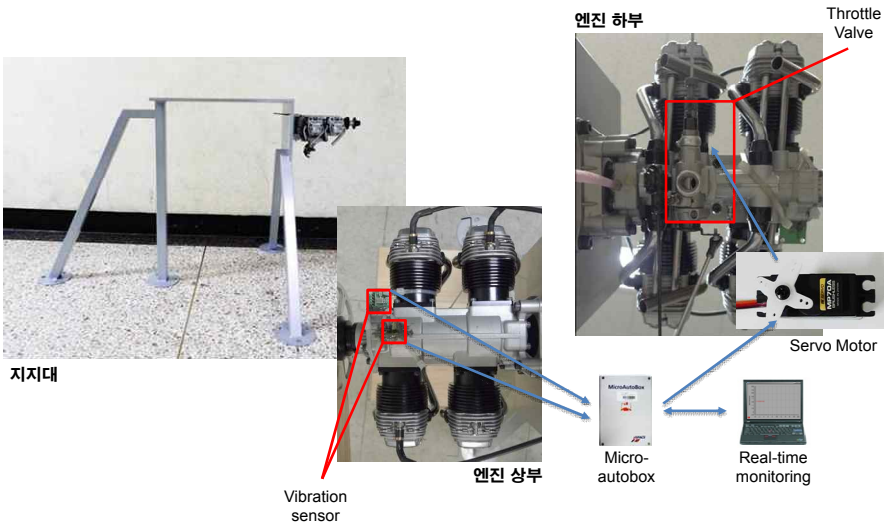


그림 130 신호기반 안전진단 시스템 구성도

하드웨어의 구성은 실제 항공기의 엔진과 동일한 진동 특성을 나타내기 위한 모형 엔진, 진동신호 측정을 위한 센서, 실시간 신호처리와 알고리즘 구현을 위한 RCP와 모니터링을 위한 노트북으로 구성하였다.

지지대는 초기에 나무로 제작하였으나 진동이 심하여 정상적인 신호를 얻기 어렵다고 판단되어 철제 프레임으로 교체하였다. 또한, 진동에도 잘 풀리지 않고 소음을 줄여주는 나일론 너트를 이용해 엔진과 지지대를 체결하였다.

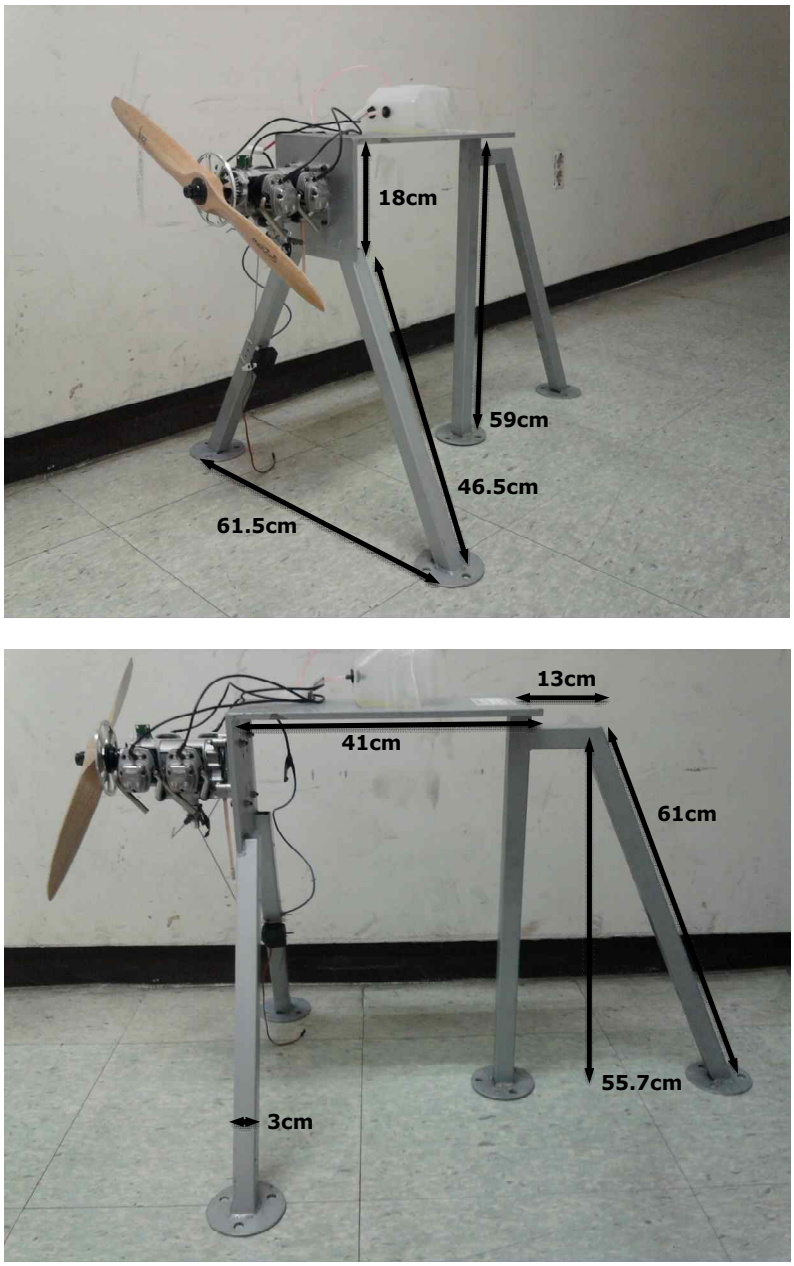


그림 131 엔진 지지대의 주요 수치

지난 설계 보고서와 동일하게 본 연구에서는 OS사의 FF-320 엔진을 시험용 엔진으로 선정하였으며 그 사양은 표 20와 같다. 엔진의 구동을 위해서는 스로틀, 니들 밸브와 글로우 플러그를 구성해야 하며 이는 그림 132에 나타내었다. 이때 각각의 요소를 제어하기 위해 다음과 같은 실험 환경을 구성하였다. 스로틀 각도는 엔진의 RPM을 변화시키는 주요 시험요소이므로 이를 제어하기 위해 입력으로 사용하는 사각파의 길이에 따라 위치(각도)를 제어하는 서보모터를 사용하였다. 본 연구에서 사용한 서보모터의 사양은 표 21에 나타내었으며 그림 133과 같이 PWM을 생성하여 위치 제어를 수행하였다. 니들 밸브는 모형 엔진에서의 연료의 완전 연소를 위해 필요한 요소이다. 주요 연료가 메틸알코올로 구성되어 있으며 공연비는 7:1(공기:연료)을 갖도록 니들 밸브를 조작하였다. 엔진의 점화는 글로우 플러그에 1.5V, 10A의 전원을 인가하여 수행되었다.

표 20 모델 엔진 사양

항 목	FF-320 수치
배 기 량	1326cc×4
실린더 내경	277 mm
피스톤 운동거리	220 mm
최대 RPM	8500
마력@최대 RPM	4.1 HP
무 게	2.19 kg
행 정 수	4

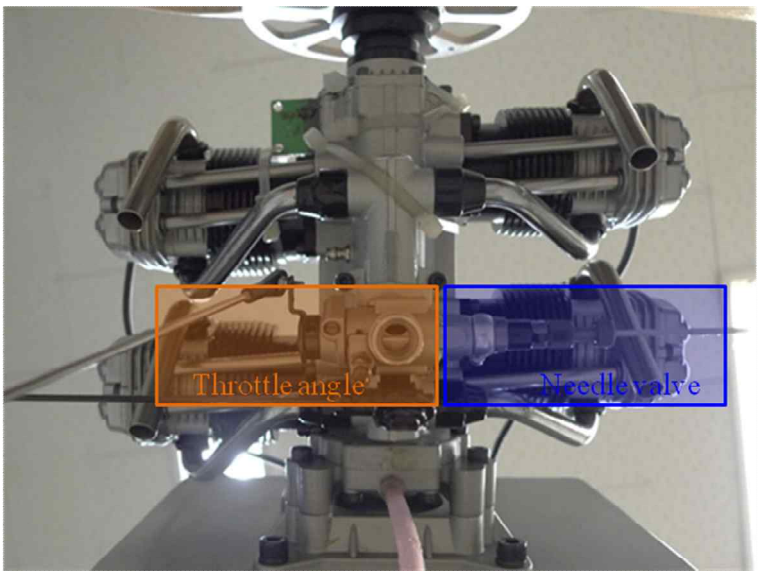


그림 132 스로틀, 니들 밸브 구성



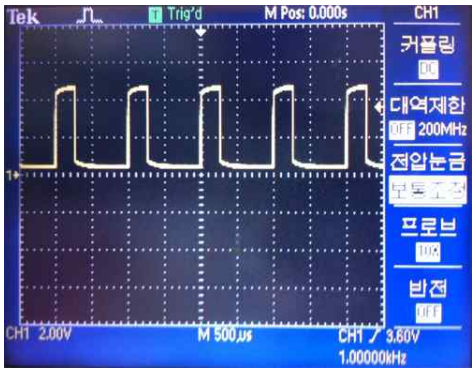


그림 133 스로틀 제어를 위한 서보모터 및 PWM 생성 결과

표 21 서보모터 사양

항 목	MP70A 수치
Torque	9.6 kg • cm
Speed	0.15 sec / 60° (at 4.8 V)
Dimension	35.5×19×39 mm
Weight	55 g
Wire Length	300 mm
Normal-rated Voltage	4.8 V

진동을 측정하기 위한 센서는 변위계, 속도계, 가속도계와 같이 측정 물리량에 따라 다양한 종류가 존재하지만 본 연구에서는 가격이나 신뢰성을 고려하여 가속도계를 사용하였다. 이때 가속도계는 ANALOG DEVICES 사의 ADXL203 가속도계를 채택하였다.

표 22 가속도계 사양

항 목	ADXL203 수치
Sensor Type	Dual-Axis Accelerometer (2개, 개당 2ch)
Sensing Range	±1.7 g
Sensitivity	1000 mV/g
Output Range	0 ~ 5 V (5V excitation 시)
Frequency Range	0.5 ~ 2500 Hz (400㎲ 이상)
Temperature Range	-40 ~ 125℃
Voltage - Supply	3V ~ 6V

ADXL203의 최대 Bandwidth는 2.5KHz 이다. 본 실험에 있어서 엔진의 운영 범위가 6000RPM 내일 때, 진동 주파수는 200Hz 이다. 따라서 Bandwidth를 결정하는 C(Capacitor) 의 값을 0.5nF 으로 설정하였으며 아래의 식에 의해 센서의 Bandwidth는 1KHz를 갖는다.

$$F_{-3db} = \frac{1}{2\pi(32k\Omega \times C)}$$

센서는 '기계적 진동 - 비회전부의 측정에 의한 기계진동의 평가'에 대한 지침인 ISO 10816-1의 규격에 입각하여 그림 134과 같이 90도 간격으로 각각 설치하였다. 이는 회전기기의 진동을 측정하는 대표적인 방법이다. 본 연구에서는 시험 결과의 분석을 위해 아래 방향의 센서를 1번, 윗부분에 설치된 센서를 2번 센서로 구분하였다.



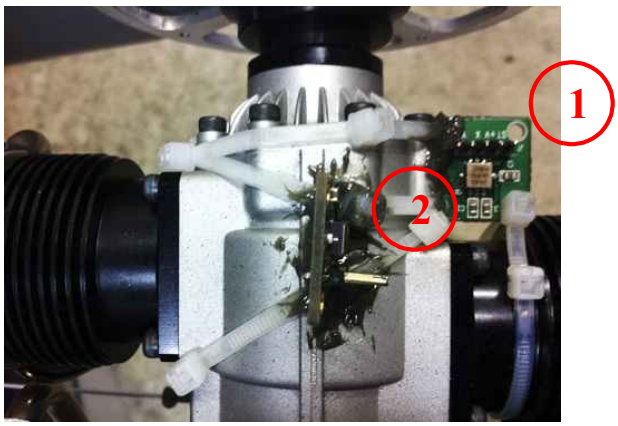


그림 134 ADXL203 센서와 ISO 10816-1에 따르는 센서 설치

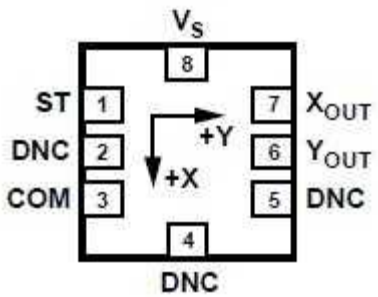


그림 135 ADXL203 핀 구성

표 23 ADXL203 핀 기능

핀 번호	Mnemonic	기 능
1	ST	Self Test
2	DNC	Do Not Connect
3	COM	Common
4	DNC	Do Not Connect
5	DNC	Do Not Connect
6	Y_{OUT}	Y Channel Output
7	X_{OUT}	X Channel Output
8	V_S	3 V to 6 V

이와 같은 구성이 KC-100의 엔진인 Continental사의 IO-550에 적용된다면 아래 그림과 같은 부위에 장착되어야 할 것이다.

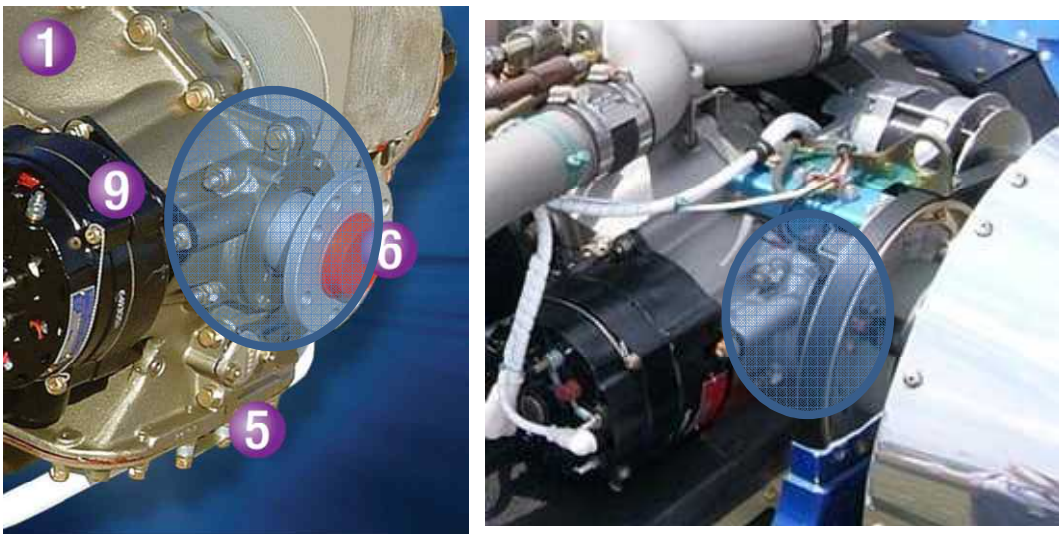


그림 136 Continental IO-550 센서 장착 부위 실제 모습

본 연구에서는 센서의 디지털 신호 변환과 실시간 고장검출 알고리즘 적용을 위해 그림 137과 같은 dSPACE 사의 MicroAutobox를 사용하였다. MicroAutobox는 일반적인 제어 알고리즘 구현 및 실시간 모니터링 장비로 사용되고 있다. 이 장비의 가장 큰 특징은 Simulink로 구현된 알고리즘에 대하여 안정적인 시험환경을 제공한다는 점이다.



그림 137 RCP 장비

(MicroAutobox)

고장검출 알고리즘 검출을 위한 소프트웨어 구성도는 아래 그림과 같다. 이는 여러 부분으로 구성되어 있지만 본 연구에서는 센서로부터 입력된 신호에 대하여 ADC를 수행하는 입력부와 FFT 알고리즘을 통하여 시간영역 분석 결과를 주파수 영역으로 변환하는 신호처리부 만을 사용하였다.

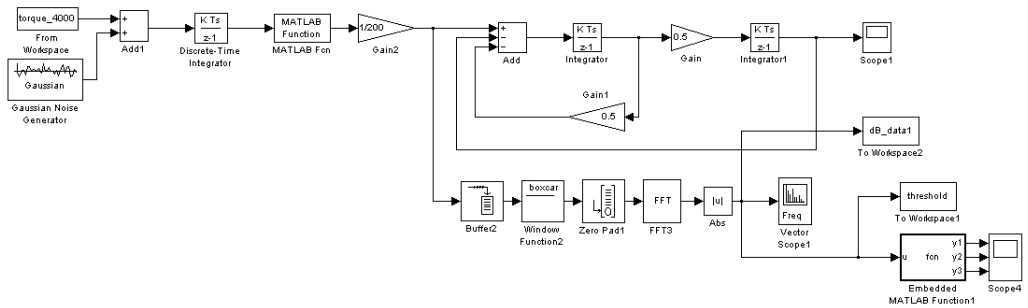


그림 138 신호기반 안전진단 소프트웨어 구성도

(바) 조종면 시험 장치 제작

① 동체 부

항공기 축소모형은 대상 항공기의 사양과 축소비를 이용하여 동적 상사성을 고려하여 제작되어야 한다. 본 연구에서 대상 항공기로 설정한 KC-100의 주요 사양 및 제원은 표 24 그림 139과 같다. 이 사양은 한국항공우주산업에서 제공한 3차년도 사업착수회의 자료와 한국항공우주산업 홈페이지에 기재된 정보를 기준으로 하였다.

표 24 대상 항공기(KC-100) 사양 및 제원

L×H×S	8.10×2.81×11.37(m)
Wing Area	13.97m^2(150.393ft^2)
Wing A/R	9.321
Wing Airfoil	Root : NASA LS(1)0417-MOD Tip : NASA LS(1)0413-MOD
HT/VT Airfoil	NACA 0012
Landing Gear	Fixed type/leaf
Engine	TCM TSIOF-550K(315hp)
MTOW	1,633kg(3,600lbs)

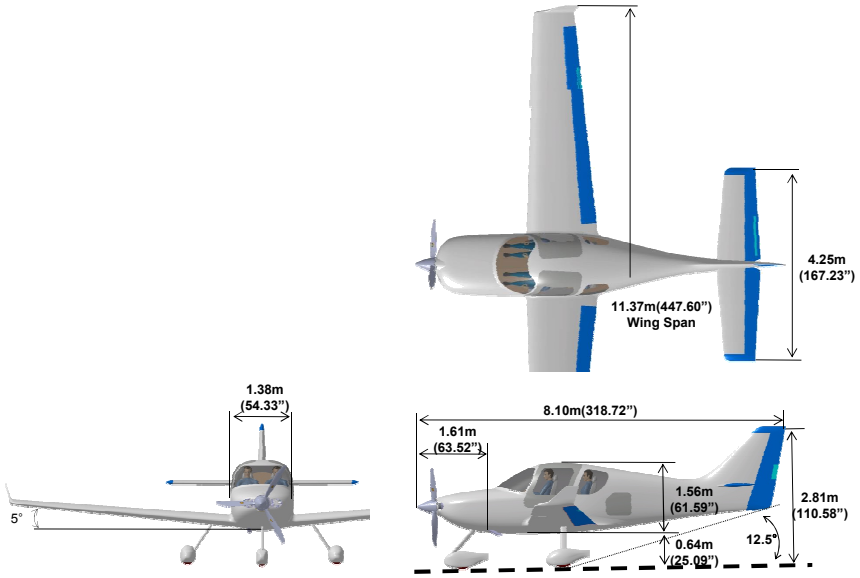


그림 139 KC-100의 주요 형상 및 수치

이러한 수치들을 이용하여 동적 상사성을 만족하는 축소 모델의 주요 수치를 지난 연구에서 도출하였다. 이 때 조종의 용이성을 위하여 축소모델의 날개 길이를 1.6m로 설정한 후 여기서 얻어지는 축소비를 통하여 다른 주요 수치들을 도출하였으며 그 결과는 표 25와 같다.

표 25 축소 모델 사양

항목	대상 항공기 수치(단위)	축소 모델 수치(단위)
날개길이(Wing span)	11.37(m)	1.6(m)
날개면적(Wing area)	13.97(m^2)	0.2766(m^2)
최대중량(MTOW)	1,633(kg)	4.55(kg)
경하중량(Empty weight)	1,017(kg, 추정치)	2.83(kg)
익면하중(Wing loading)	116.89(kg/m^2)	16.45(kg/m^2)

이때 경하중량은 대상 항공기와 유사한 사양을 가지고 있는 Cessna Stationair 206의 사양을 이용하여 추정한 값이다. 본 연구에서는 표 24와 같이 도출된 축소 모델의 주요 수치들과 실제 항공기의 형상 등을 고려하여 축소 모형 동체 설계도면을 CATIA를 이용하여 다음과 같이 작성하였다.

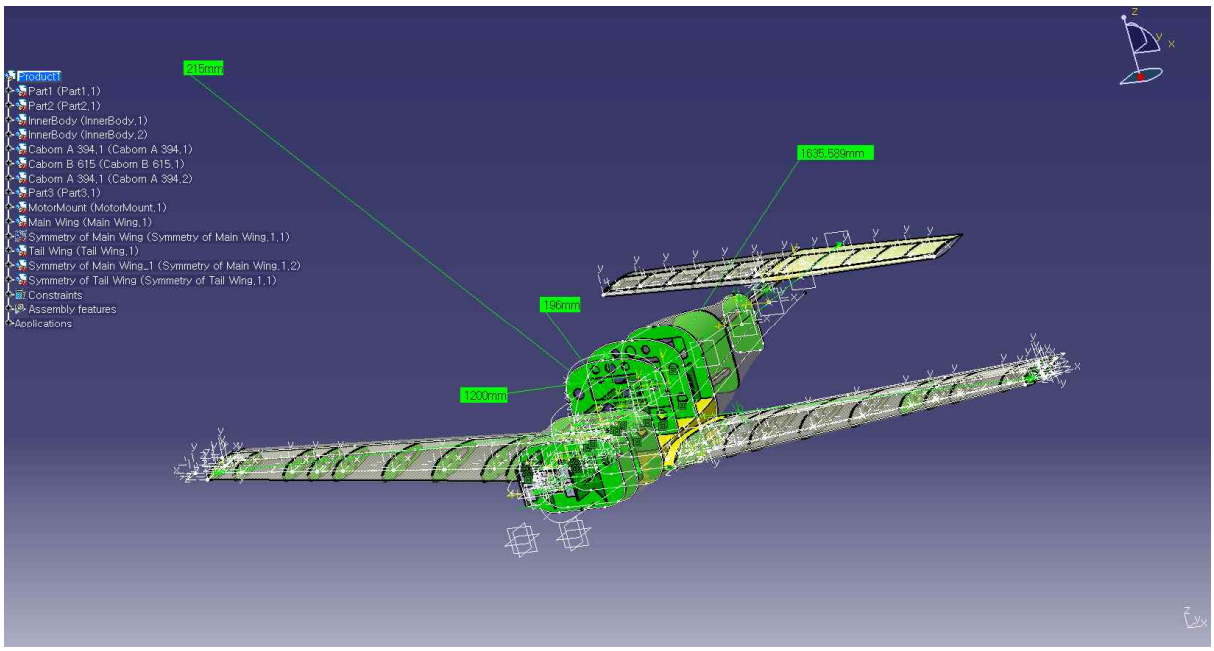


그림 140 모형기 전체 형상 및 주요 치수

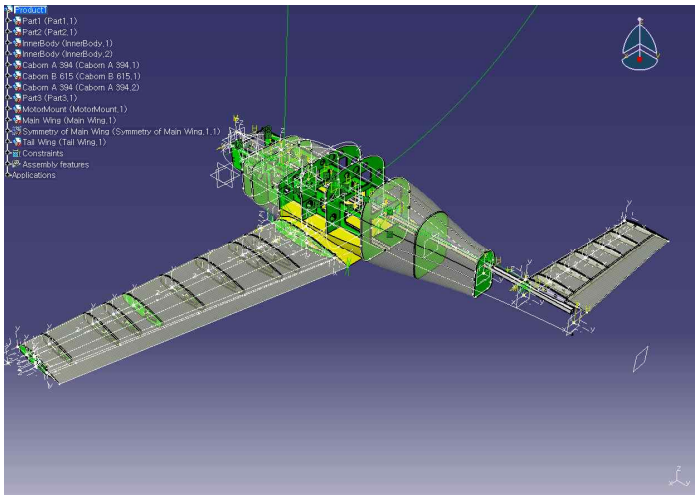


그림 141 모형기 제작 도면용 형상

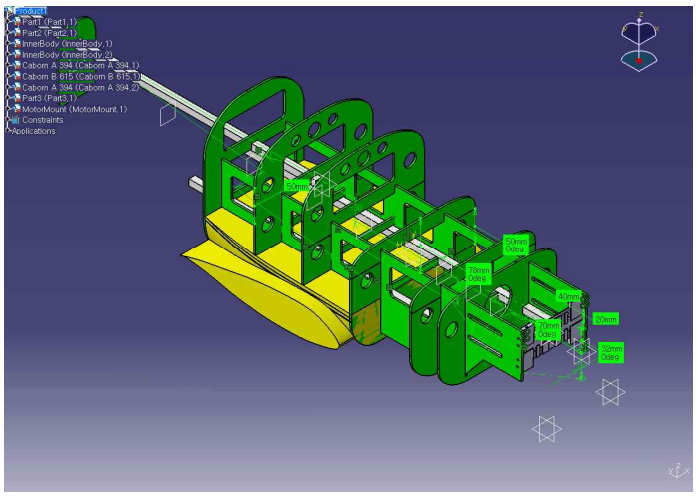


그림 142 모형기 동체 중앙 주요 부품 형상

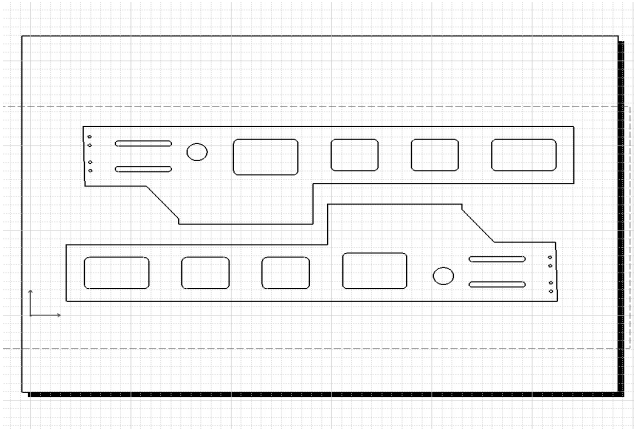


그림 143 모형기 동체 중앙 측면 지지대 도면

CATIA로 설계된 축소모형의 도면을 이용하여 모형 항공기를 제작하기 위해 선정된 부품 품목은 다음과 같다.

표 26 축소 모델 부품 품목(1/2)

종류	부품명	수량
모터	HK-A50S-12T(KV500)	1
프로펠러	APC 14X7E 전동용 Prop	3
	TY1 63mm Spinner (White)	1
변속기	Hawk 120A HV ESC (Air/Heli)	1
	Hawk ESC programming Wizard	1
조종기	Aurora 9 + Optima 7 (7ch, T/R Set) - 2.4GHz	1
	Optima 9 Receiver (2.4GHz/9ch)	1
레귤레이터	ALPHA Regulator standard edition	1
	FX-C35(7.4V,2,800mA,2S1P,35C+, Blucore)	1
서보	DS510M Digital Servo	6
	표준서보용 장착용 Mount (미니서보용/5Pcs-6)	3
	푸쉬/풀로드 하우징 30“(L762,ID3)-Dubro	5
배터리	PT-B5200N-Evo35(22.2V,6S1P,35C+)	2
랜딩	Aluminum Landing Gear Winds 50E (Black)	2
	Wheel Pants Winds 50E (White)	2
	44mm(1.75″) Air Wheel, Nylon Hub	2
	Tail Wheel Assemblies 60~120급 엔진기용	1
	Team Primus Tire Set(타이어+Axle Shaft+콜라)	1
플라이우드, 발사	항공합판(레이저컷포함)L600mm xW300mm H3mm	8
	3mm 합판 와샤 세트 대형용(plywood spacers-8)	2
	발사각재 5T (5x5mm)	6
	발사판재 9.5T (9.5mm)	5
	발사판재 1.5T (1.5mm)	15
	발사판재 3T (3.0mm)	15
카본각재, 카본판재, 바텐	카본파이프(사각) (10x10x1,000mm)	2
	카본 파이프(OD7.9mm/ID5.8mm,1.3T,L1219mm)	4
	카본 파이프(OD6.5mm/ID3.95mm,1.3T,L1219mm)	4
	카본로드 (D2.5x L1000) - SCR-D25	4
	카본로드(D3.0 x L1000) -SCR-D30	4
	대형기용 카본 Horn B-Type(2EA)	4
	카본플레이트 0.5T(250 x 500)	3
	카본플레이트 1.5T(250 x 500)	1
	Carbon Batten (0.6mm x 5.0mm x L1000mm)	15
FRP 재료	Pacer Z-Poxy 5min. 8oz. 5분 에폭시	1
	Cabon Cloth(194g/sq.m,1,270x914mm,Plain)	1
	Fiberglass Cloth - #108 2m	1
	Fiberglass Cloth - #612 2m	1
	적층용 에폭시레진 주제 D100, 1000g	1
	적층용 에폭시레진 경화제 H060, 600g	1
	에폭시레진 착색제 118ml(백색)-CST/A501-8	1
	FRP 적층용 롤러 - 70mm 플랫타입	1

표 27 축소 모델 부품 품목(2/2)

종류	부품명	수량
링키지	M3 Extender Set(4개입) - RAM/CA123M3	6
	M3 Metal Clevis Set(4개입) - RAM/CA123M3	4
	M3 Center Hole Ball Joint 세트(4개입)	4
커넥터	150A DEV Connector(2P) for Lipoly & ESC	2
	150A DEV Connector(3P) for Motor & ESC	1
	딘스형 울트라 Connector(암 3, 수 2)	1
필름	Oracover DRY - White	3
	Oracover DRY - Violet	1
케이블	Y Servo Extension Cord, Heavy Duty,150mm JR	1
	Servo Extension Cord,Heavy Duty,600mm JR	5
콘트롤 혼	HD AI. Control Horn Set, H25mm (2개입)	2
힌지	Large Nylon Pin Hinges Set (20개입)	2
샌드페이퍼	샌드페이퍼 #400 (천)	2
	샌드페이퍼 #220 (천)	2
	샌드페이퍼 #120 (천)	2
접착제	Hobbico Hobbylite White Filler 8oz. (백색)	1
	LOCTITE 401 접착제(50g)	2
	나사고정제 Blue GEL(5g)	1
볼트, 너트	M6xL50 Wingbolt + T NutSet(2개입)	6
	육각랜치볼트 M3xL20(12개입)	5
	나일론 락너트 M3 (12개입)	5
스크류비스	스크류비스 M2xL8(10개입) 캐노피 고정용	5
기타	네오디뮴 자석-사각형 10x10mm(4개입)	2
	Velcro Strap Back to Back 24″	3

② 가속도계 개수 및 위치 선정

조종면 실험장치의 목적은 조종면의 파손을 진동 신호를 통해 감지하는 것에 있다. 따라서 이와 같은 실험장치를 제작하기 위해서는 조종면의 어느 위치에 몇 개의 진동 감지 센서를 설치할 것인지를 결정해야 한다. 이를 위하여 본 연구에서는 조종면 형상에 대한 고유 진동수와 해당 진동수에서의 변위를 유한요소 해석도구인 ANSYS를 통해 구하였으며 다음과 같은 단면 정보, 재료 및 요소 물성치를 사용하였다.

- A(0,0,0), B(2,0.2,0), C(2.3,0.2,0), D(1.9,0.45,0), E(1,0.25,0)
- E = 38e3 psi
- ν = 0.3
- ρ = 1.033e-3 slugs/in3

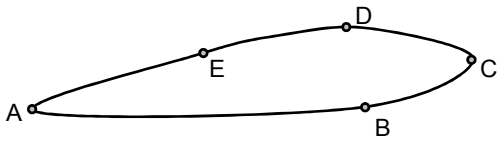


그림 144 조종면 형상 단면

이때 설계된 유한요소 모델은 다음과 같다.

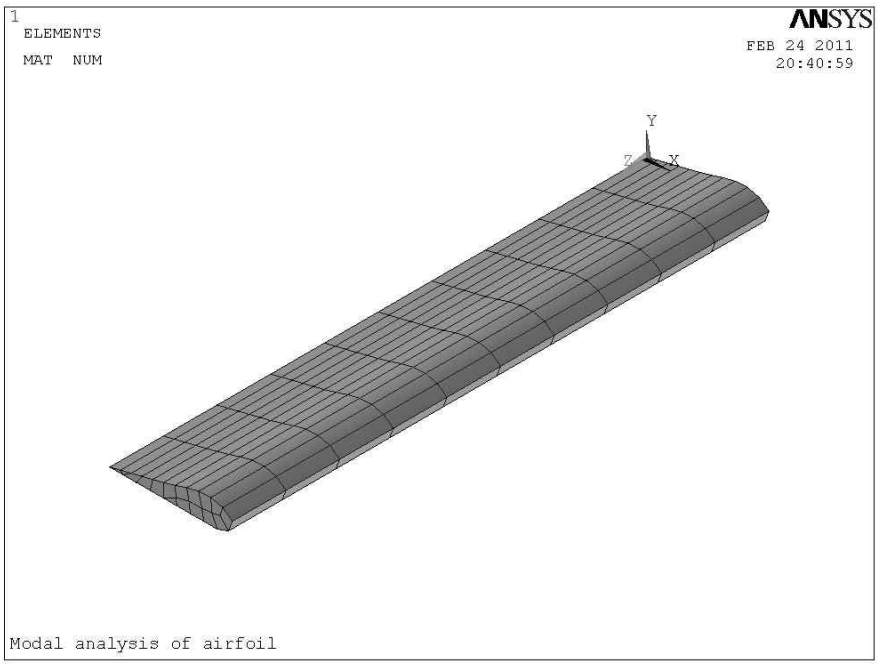


그림 145 조종면 형상 유한요소 모델

이때 해를 구하기 위해 B와 D 지점의 중간 부근에서 조종면의 측면이 날개와 연결되어 있으며 날개는 고정되어 있다고 가정하였다. 이와 같은 해석의 결과로 다음과 같이 5개 모드의 고유 주파수와 각 모드에 대한 변위를 구하였다. 본 연구에서는 해석의 편의를 위해 수직방향 (그림의 y축)의 변위만 고려하기로

한다. 이와 같은 가정은 조종면의 측면이 날개와 연결되어 있으므로 사실상 좌우 혹은 전후 방향의 진동이 발생하기 어렵기 때문에 현실적으로도 타당하다고 볼 수 있다.

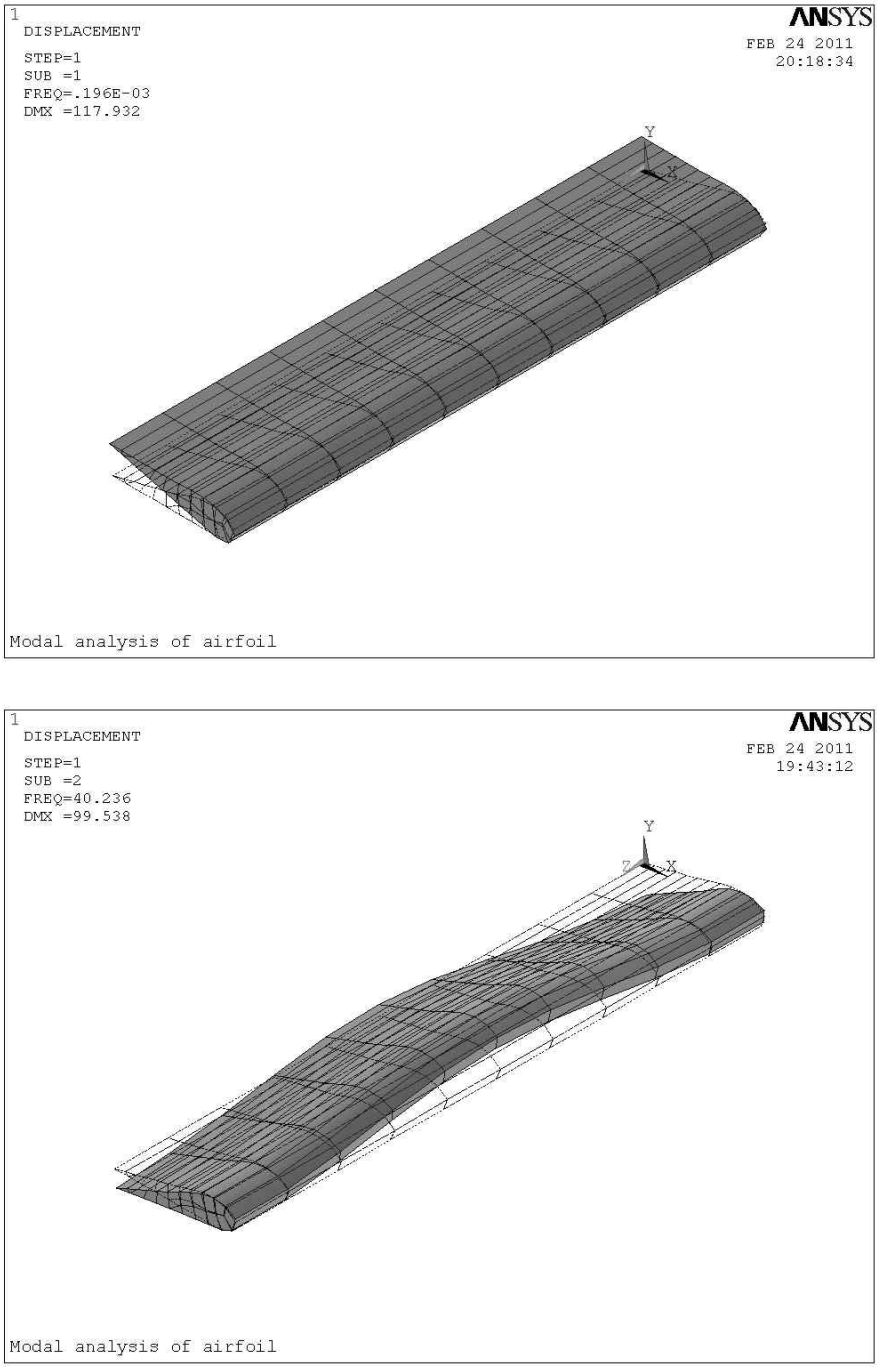
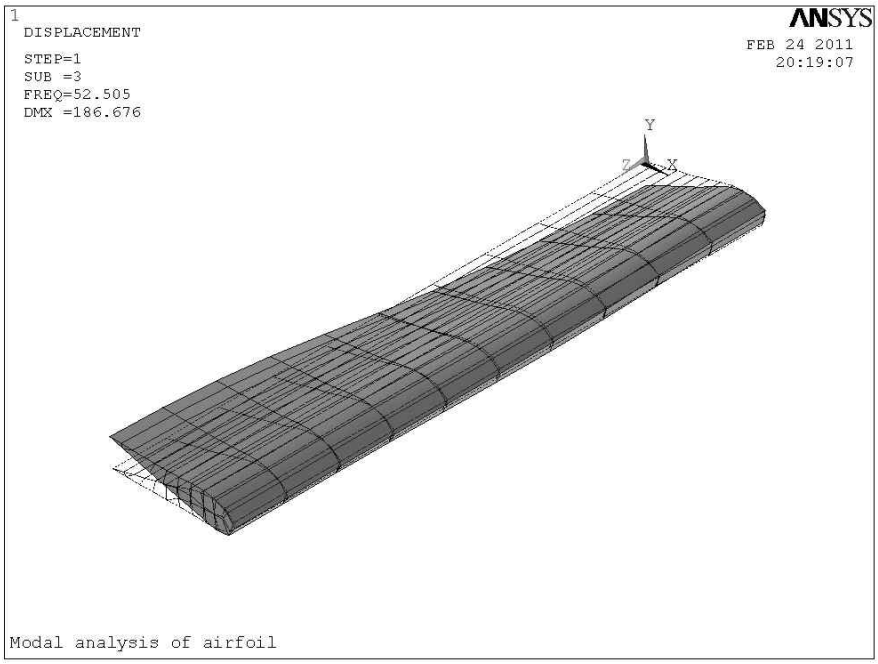


그림 146 조종면 형상 진동모드 및 변위(1/3)



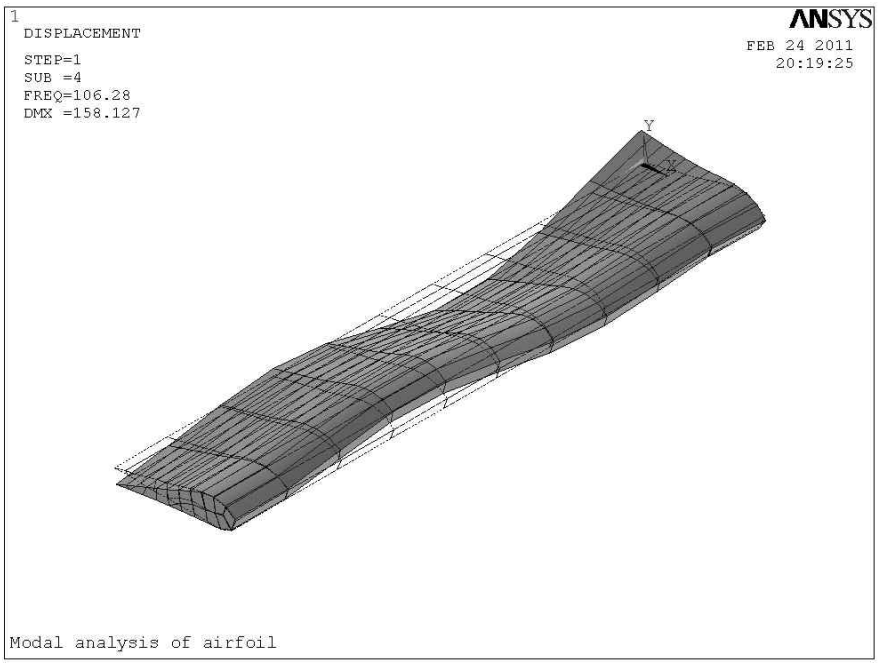


그림 147 조종면 형상 진동모드 및 변위(2/3)

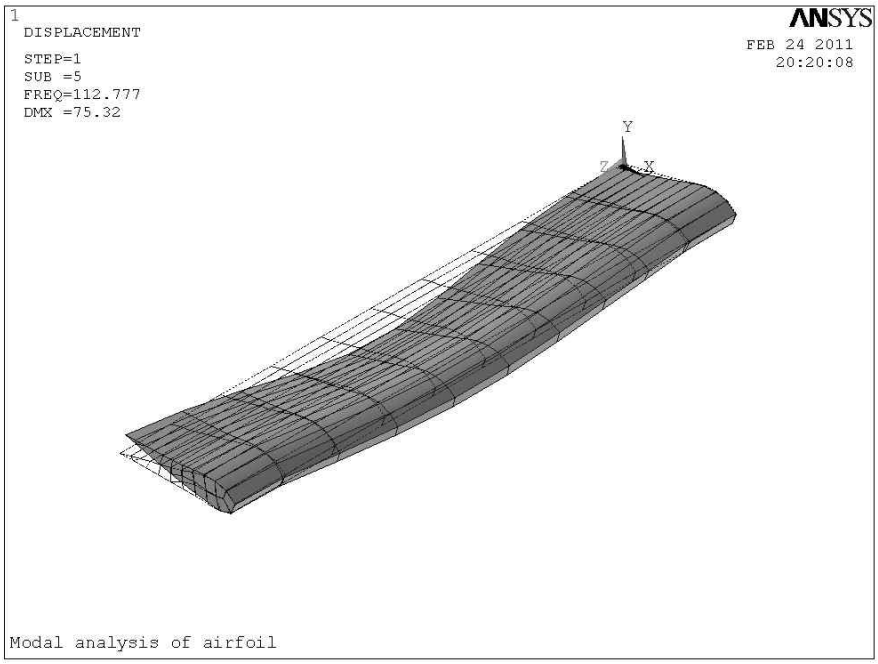


그림 148 조종면 형상 진동모드 및 변위(3/3)

본 연구에서는 센서의 개수와 위치를 결정하기 위하여 유효 독립 방법(Effective Independence method, EfI)을 기반으로 하는 센서 위치 최적화 방법을 적용하였다. 유효 독립 방법의 목적은 앞에서 구한 각 모드 별 변위 정보들을 이용하여 측정값들이 최대한 선형적으로 분리되는 각 센서들의 위치를 선정하는 데에 있다. 이러한 방법으로 선정된 위치에서는 센서에서 감지하는 대상 진동 응답에 해당하는 신호강도를 최대화한다.

일반적으로 각 모드 별 변위 정보는 유한 요소 모델의 해를 구함으로서 얻을 수 있으며 이 정보는 변위뿐만 아니라 속도 및 가속도를 측정하는 데에 있어도 똑같이 적용할 수 있다. 측정 대상에 대하여 S개의 위치에 센서들을 부착한다고 가정하면 N개의 모드에 대하여 각각의 진동이 생성되게 되며 각각의 모드에 대하여 S개의 변위 정보를 얻을 수 있다. 개별 모드에 대한 변위 정보는 S×1 차원의 열벡터 di로 통합할 수 있다.

$$\boldsymbol{d^i} = [d_1^i, d_2^i ..., d_S^{i^T}], \quad i = 1,2,...,N$$

여기서 dij 는 i번째 모드에서 생성되는 진동의 결과로 인한 j번째 센서 위치에서의 변위이다. 실제로 센서가 모든 위치에 부착되어있다고 가정하면 측정된 데이터는 다음의 벡터로 표현될 수 있다.

$$\begin{aligned} \boldsymbol{y} &= [\boldsymbol{d}^1 \boldsymbol{d}^2 \cdots \boldsymbol{d}^N]\boldsymbol{q} + \boldsymbol{w} \\ &= \boldsymbol{D}\boldsymbol{q} + \boldsymbol{w} \end{aligned}$$

여기서 $q_j (j = 1,2,...,N)$로 구성된 $\boldsymbol{q} = q_1, q_2, ... q_N^T$는 각각의 위치가 갖는 y에 대한 기여도를 말한다. w는 센서 측정과 연관된 소음이며, D는 유한요소 모델에서 구한 변위들을 합한 행렬이다. 만약 측정된 y를 이용하여 q를 추정한다고 가정하면 추정 오차 공분산 행렬 (estimate error covariance matrix)은 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} X &= E[(\boldsymbol{q} - \tilde{\boldsymbol{q}})(\boldsymbol{q} - \tilde{\boldsymbol{q}})^T] \\ &= [\boldsymbol{D}^{\boldsymbol{T}} R^{-1} \boldsymbol{D}]^{-1} \end{aligned}$$

여기서 $\hat{q}$는 q의 추정치, E는 기대치, 그리고 R은 소음의 분산 행렬이다. 이때 다음과 같이 피셔 정보 행렬 (Fisher information matrix) Q를 정의할 수 있다.

$$Q = \boldsymbol{D}^{\boldsymbol{T}} R^{-1} \boldsymbol{D}$$

Q를 최대화하는 것은 X를 최소화하게 되며 결과적으로 가장 근접한 추정치 $\hat{q}$를 구할 수 있다. 따라서 센서는 Q를 최대화하는 지점에 설치해야 한다. Q는 다음과 같이 다시 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} Q &= \boldsymbol{D}^{\boldsymbol{T}} R^{-1} \boldsymbol{D} \\ &= (\boldsymbol{D}^{\boldsymbol{T}} R^{-1/2})(R^{-1/2} \boldsymbol{D}) \\ &= \overline{\boldsymbol{D}}^T \overline{\boldsymbol{D}} \end{aligned}$$

여기서 $\overline{\boldsymbol{D}} = R^{-1/2} \boldsymbol{D}$는 소음이 고려된 위치 정보이다. 이때 소음 w가 센서 측

정값들과 상관관계가 없고 각 센서들이 같은 소음 특성을 가진다고 가정하면 소음은 센서 위치를 결정하는 것에 영향을 주지 않는다. 그러므로 이러한 경우에는 피셔 정보 행렬을 다음과 같이 간단하게 나타낼 수 있다.

$$Q = \boldsymbol{D}^{\boldsymbol{T}}\boldsymbol{D}$$

정해진 위치 개수에 대해 Q를 최대화하는 방법은 여러 가지가 있을 수 있지만 대부분 연산의 편의를 위해 Q의 행렬식 (determinant) $|Q|$을 이용한다. $|Q|$는 현재의 추정치가 모든 추정치들보다 더 정확할 때 가장 큰 값을 가지는 것이 알려져 있다. 가장 정확한 추정치를 위한 기준을 유도하기 위해 아래와 같은 행렬 E를 이용한다.

$$\boldsymbol{E} = \boldsymbol{D}[\boldsymbol{D}^{\boldsymbol{T}}\boldsymbol{D}]^{-1}\boldsymbol{D}^{\boldsymbol{T}}$$

이때 E의 trace는 E의 rank와 같기 때문에 E의 i번째 diagonal term은 i번째 센서의 위치의 선형 독립성과 연관되어 있다. 또한 E의 i번째 diagonal term은 다음과 같이 $|Q|$를 이용하여 구할 수 있다.

$$E_{Di} = \frac{|\boldsymbol{Q}| - |\boldsymbol{Q}_{\boldsymbol{Ti}}|}{|\boldsymbol{Q}|}$$

여기서 QTi는 센서 위치 정보에서 i번째를 삭제하여 다시 구한 피셔 정보 행렬을 나타낸다. 다시 말하면 EDi는 i번째 센서가 지워지는 경우에 발생하는 $|Q|$의 변화량을 나타낸다. 그러므로 주어진 수의 센서가 남을 때까지 반복적으로 EDi의 최소값을 갖는 센서를 지워나간다면 가장 효율적인 센서 위치를 찾을 수 있다. 이때 Q는 매 회마다 줄어든 센서 위치의 수를 이용해 재계산한다. 이와 같은 방법으로 최적 센서 위치를 결정하는 방법을 유효 독립 방법 (Effective Independence method, EfI)이라 한다. 유효 독립 방법의 절차는 다음과 같이 간략하게 나타낼 수 있다.

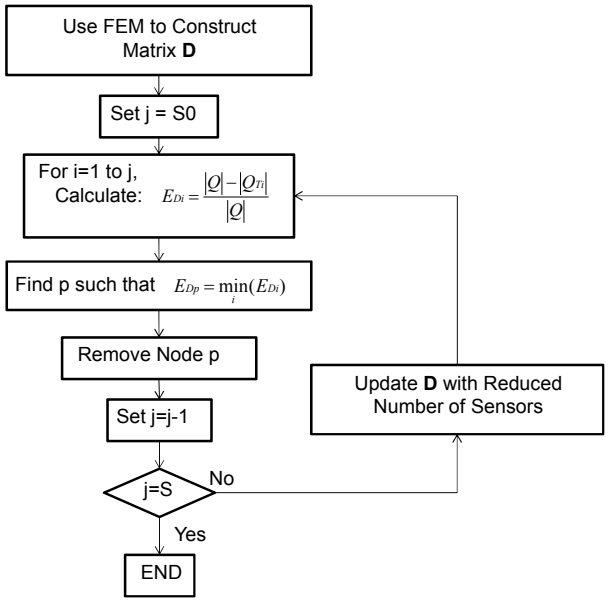


그림 149 유효 독립 방법을 이용한 최적 센서 위치 계산 과정

센서의 개수는 위의 방법을 이용하여 구한 $|Q|$의 최대값이 개수에 따라 변하는 정도를 통해 정할 수 있다. 그림 150은 개수에 따른 $|Q|$의 최대값을 나타낸다. 이때 센서의 개수가 5에서 4로 변하면 $|Q|$의 최대값이 급격하게 감소하는 것을 볼 수 있다. 따라서 이 결과는 센서의 개수가 5일 때 가장 최적임을 의미한다고 해석할 수 있다.

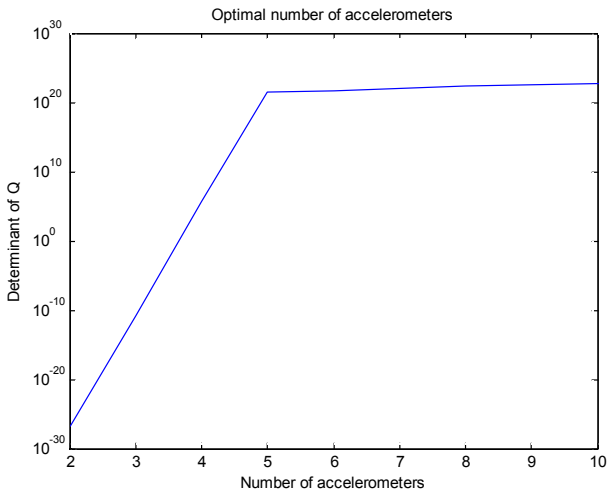


그림 150 가속도계 개수의 변화에 대한 $|Q|$의 최대값

최종적으로 결정된 센서 부착 위치들은 그림 151과 같다. 만약 조종면 형상이나 물성치가 바뀐다고 한다고 하더라도 변경된 사항을 적용한 유한 요소 모델을 구할 수 있다면 동일한 방법을 통해 최적 가속도계 개수와 위치를 정할 수 있다.

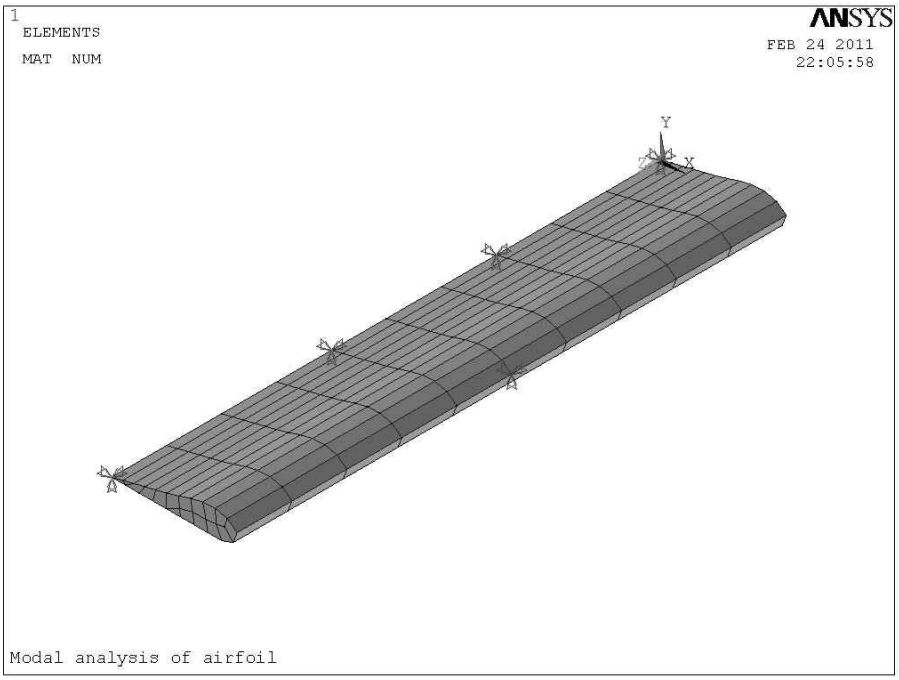


그림 151 5개의 가속도계 설치 시 최적 위치

③ 센서 부

진동을 측정하기 위한 가속도계는 엔진 시험장치에서 사용한 것과 동일한 제품을 선정하였다. 조종면 시험장치는 비행 시에 지상과 분리되어 운영되므로 지상 분석을 위해 데이터를 저장하는 데이터 저장장치와 센서 신호를 데이터 저장장치에 전송하는 별도의 장치가 필요하다. 센서 신호의 처리를 위해 인피니언(Infinion) 사의 XC167CI 마이크로컨트롤러를 사용한다면 다음과 같이 센서 부를 구성할 수 있다.

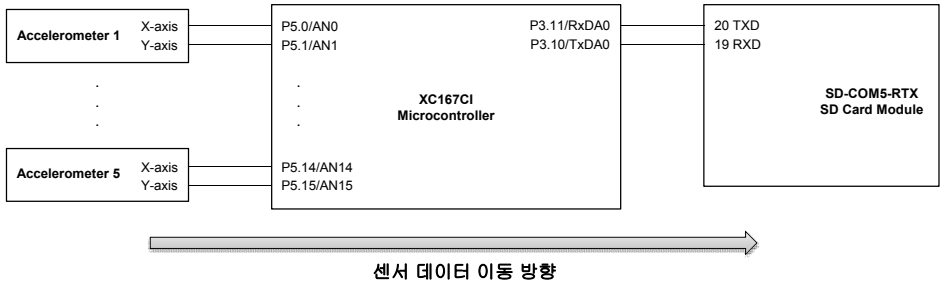


그림 152 센서 부 구성 및 데이터 이동

본 연구에서는 수십여 분 동안 수집될 대용량의 센서 데이터를 저장하기 위해 그림 153과 같은 시리얼 SD/MMC 카드 모듈을 데이터 저장장치로 선정하였다. 이 모듈은 일반적인 RS232C를 사용하고 있으므로 다양한 마이크로프로세서에서 직접 구동할 수 있으며 다음과 같은 특징을 갖고 있다.

- 시리얼 입력(RS232C)을 통한 SD/MMC 카드에 파일 생성, 쓰기, 읽기 수행
- 2GB 용량 이하의 SD/MMC 카드 사용 가능, 텍스트 및 바이너리 데이터 쓰기/읽기 지원
- 통신용 2단자 접속(RX, TX)방식, 3V 또는 5V 레벨의 RS323C, 4800~115200 bps, No parity, 8bit Data, 1 stop bit
- 통신 지원속도(bps): 4800, 9600, 19200, 38400, 57600, 115200
- SD-COM5 : 5V 전원용, 30mA(대기상태), 읽기/쓰기 동작 시 SD/MMC 카드자체 전류소모량(약 30mA) 추가
- RTC(리얼타임클럭) 장착 : 파일 생성 및 쓰기 수행 시 시간정보 기록 가능



그림 153 SD-COM5-RTC

표 28 SD-COM5-RTC 핀의 기능

핀번호	이름	기능
1	SOUT	펌웨어 업그레이드를 위한 DOWNLOAD용 SERIAL OUTPUT
2	SIN	펌웨어 업그레이드를 위한 DOWNLOAD용 SERIAL INPUT
3, 18	GND	GROUND
4	DNLD	펌웨어 업그레이드 시 DOWNLOAD 상태 확인용 출력핀. - DOWNLOAD 할 때: LOW - DOWNLOAD 하지 않을 때: HIGH
15	RST	RESET(10K 저항으로 풀업)
16	VCC	전원(5V용: 5.0V, 3V용: 3.3V)
17	SDIN	SD 카드 장착 상태를 나타내는 출력핀 - SD 카드 삽입: LOW - SD 카드 제거: HIGH
19	RXD	5V(SD-COM5) 또는 3V(SD-COM3) 레벨의 RS232C 신호 수신용 입력핀
20	TXD	5V(SD-COM5) 또는 3V(SD-COM3) 레벨의 RS232C 신호 송신용 출력핀
5~10	reserved	펌웨어 업그레이드에 의한 추가 기능 지원용 예비 입출력 포트

- 구동 부



그림 154 구동 부 전체 구조

전원 부 및 수신 부는 변인통제를 위해 주전원 부를 통하지 않은 별도의 레귤레이터를 이용하여 구성하였다. 또한 플러터나 난류로 인한 시스템 과부하 상에서도 기체제어 및 수신에 영향이 가지 않도록 설계하였다. 이를 위하여 전원부는 30A까지의 전력요구량에 견딜 수 있도록 구성되었는데 디지털 서보모터 한 개가 최대 부하 시 3A를 소비하는 것을 고려할 때 충분한 기술적 여유를 남겨두었다고 볼 수 있다. 수신 부 역시 듀얼 2.4채널로 구성해 통제 불능 상태에 빠지지 않도록 하였다.

표 29 레귤레이터 사양

항 목	수치 및 특징
최대입력전압	2S Lithium Polymer 8.4V
출력전압	5.9V~7.2V 자유조정
최대전류	30A
ON/OFF 스위치	무접점 S/W 방식
케이스 규격	40 x 35 x 12mm
무게	40g
전압변동률	0.01이하

동력 부는 최대값과 최소값의 차이가 2kg정도이기 때문에 (2.7~4.5) 최대 중량 시에도 추중비가 0.9 정도 되도록 구성하였다. 또한 고장이 발생한 조종면을 사용하는 것을 감안하여 위기상황에 대처 능력을 강화할 수 있도록 부품을 선정하였다. 실제 기체대비의 출력은 조종기 세팅을 통해 조절가능하다. 배터리는 10분정도의 비행이 가능하도록 총 1000W내외의 시스템으로 구성하였다.

표 30 변속기 사양

항 목	수치 및 특징
입력전류	120A
최대전류	150A
셀 수	Lipo: 4~12 Cells, Nicd/Nimh: 14~36Cells
스위칭 주파수	32Khz
케이스 규격	73.4 x 56.2 x 31.0mm
무게	166g

표 31 배터리 사양

항 목	수치 및 특징
크기	44 x 150 x 54mm
무게	786g (SiliconWire, MPT Conn′ 포함)
기준전압	22.2V
만충전압	4.2±0.03V (개별 Cell 전압)
Cut-Off 전압	2.8V
용량	5,200mAh
충전 전류	Max 3C (15.6A/h) Coulomb
방전율	연속 35C (~182A/h) Coulomb

표 32 모터 사양

항 목	수치 및 특징
용도	Sport and Scale, 2.7~4.5Kg
최대출력	1250W (15sec)
전압원	5-7V Li-poly
연속전류	40A
최대효율전류	55A (15sec)
샤프트 지름	6.0mm
무게	395g
프로펠러	11x7 ~ 14x7

서보 부를 구성하고 있는 서보모터의 개별토크는 4kg을 상회하며 이는 동급에 비해서 상당히 크게 설계되었다. 이와 같은 설계의 이유는 에일러론의 손상 시험 시 기체가 조종 불능 상태에 빠질 것을 대비해 플렙을 에일러론으로 대용할 수 있도록 하였기 때문이다.

표 33 서보모터 사양

항 목	수치 및 특징
지지토크	3.7kg.cm (4.8V), 4.6kg.cm (6.0V)
속도	0.13sec/60° (4.8V), 0.11sec/60° (6.0V)
정격전압	DC 4.8-6V
온도범위	-20°C~+60°C
크기	35 x 15 x 29.2mm
무게	29g

정상 운용 시 플렙은 별도의 한 채널에 할당되어 조종기의 사이드 레버를 통해 임의의 각으로 조절하여 이착륙 시 플렙의 기능을 테스트할 수 있다. 또한 플렙은 에일러론 손상 시험 시 기체가 조종 불능 상태에 빠질 경우 조종기의 토글 레버를 통해 플렙을 에일러론으로 전용할 수 있다. 이때 플렙의 기능은 그대로 유지되는 이른바 플레퍼론으로 기동을 하는데 이때 각 타면의 위상은 에일러론 출력 값의 50% + 플렙 출력값이며 세팅을 통해 조절가능하다. 그 외 모든 타면의 타각은 +-15도 정도의 가동범위를 가지고 있는데 이는 조종기의 세팅이나 하드웨어적인 세팅으로도 얼마든지 변화시킬 수 있도록 하여 시험기체의 기동능력을 시험 목적에 맞추어 조정할 수 있도록 하였다.

최종적으로 제작된 모형항공기 실험 장치는 그림 155와 같다.



그림 155 제작된 모형항공기 실험장치

(3) 신호기반 알고리즘 개발

(가) 항공기 예방 가능 사고 비율 (2010년 Nall report 기준)

① 고정익 소형항공기의 기기/정비 사고 비율 (2009년)

- 사고 비율 : 17.2%
- 치명적 사고 비율 : 10.3%

② 엔진

- 예방 가능 사고 비율 : 7.5% (17.2% × 엔진 사고 43.8%)
- 예방 가능 치명적 사고 비율 : 6.9% (10.3% × 엔진 치명적 사고 66.7%)

③ 조종/동체

- 예방 가능 사고 비율 : 1.6% (17.2% × 조종/동체 사고 9.4%)

- 예방 가능 치명적 사고 비율 : 1.0% (10.3% × 조종/동체 치명적 사고 20.8%)

④ 고장 진단 부위 선정 이유

- 엔진 : 전체 사고 비율 및 치명적 사고 비율이 매우 높으므로 소형 항공기의 안전을 위해 반드시 진단이 필요로 하다고 판단된다.

- 조종/동체 : 전체 사고 비율은 높지 않으나 치명적 사고 비율이 매우 높으므로 이를 예방하기 위해서는 지속적인 진단이 필요로 하다고 판단된다.

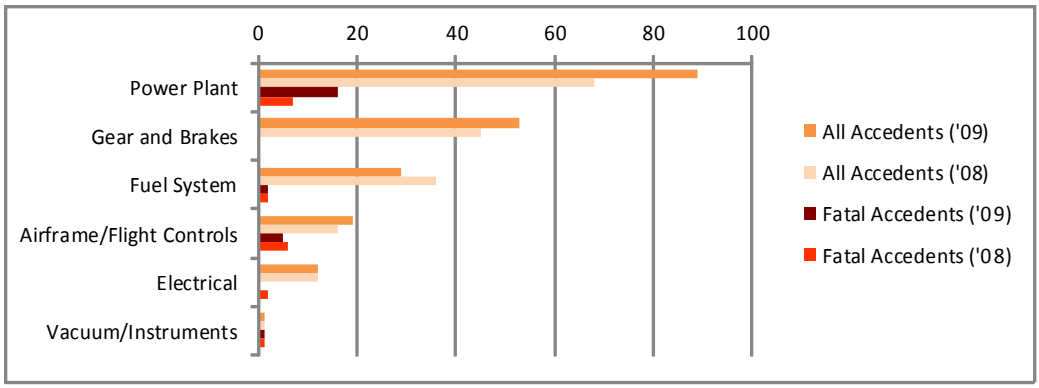


그림 156 Nall Report: Non-Commercial Fixed-Wing Aircraft, Mechanical Accidents

(나) PCA 기반 엔진 및 조종면 고장/안전 진단 알고리즘

① 알고리즘 개요

항공기의 동체는 각 항공기 부품들이 결합되어 구조물을 형성하고 있으므로 이의 진동을 측정하여 분석한다면 항공기 구조의 변화를 추정할 수 있다. 본 알고리즘은 이와 같은 원리를 응용하여 FFT (Fast Fourier Transform)를 통하여 구한 ANPSD (Averaged Normalized Power Spectral Density)를 분석하여 진동의 입출력 관계를 구하지 않고서도 실험 데이터를 통하여 정상상태와 고장상태를 구별할 수 있도록 하였다. 실제의 소형 항공기에서 에일러론의 힌지는 정비를 위해 에일러론을 주익에서 분리하기 전까지는 고장의 진행과정을 외부에서 육안으로 확인하기 어렵기 때문에 이에 대한 고장의 크기와 종류를 예측하는 것

은 정비의 효율과 비용적인 면에서 장점을 갖는다. 엔진의 경우에도 기능적 결함에 대한 진단을 수행하는 FADEC을 이용하여 엔진의 노화나 균열, 베어링의 마모 등의 구조적 결함에 대한 진단을 수행하기는 어려우므로 구조적 결함에 대응하기 위해서는 사전에 이를 감지하여 지상에서 정비 등을 통해 문제를 해결하는 진단 알고리즘의 개발이 필요하다.

② 이론적 배경

설명의 편의를 위해 본 절에서 사용되는 센서 개수는 5개로 가정한다. ANPSD는 일반적으로 입력을 모르는 상태에서 각 모드에 대응되는 주파수에서 발생하는 첨두점(peak)을 찾아서 이의 변화를 관찰하기 위해서 사용되며 이의 연산은 다음과 같이 수행된다. 5개의 센서로부터 얻은 k번째 순차적 이산 진동 신호 $a_i(k)(i=1,\cdots,5)$에 대하여 센서 신호별로 n개의 신호를 모아서 각각 FFT를 수행하면 주파수 영역에서의 응답 $A_i(f_j)(j=0,\cdots,n-1)$을 구할 수 있다. 이때 PSD (Power Spectral Density) $G_i(f_j)$는 다음과 같이 추정할 수 있다.

$$G_i(f_j)=A_i(f_j)A_i^*(f_j) \tag{3.1}$$

이때 $A_i^*(f_j)$는 $A_i(f_j)$의 복소 공액(complex conjugate)을 의미한다. ANPSD $X(f_j)$는 PSD를 이용하여 다음과 같이 구할 수 있다.

$$X(f_j)=\frac{1}{5}\sum_{i=1}^{5}\left(G_i(f_j)/\sum_{j=0}^{n-1}G_i(f_j)\right) \tag{3.2}$$

따라서 대상 구조물의 진동에 대한 ANPSD 연산은 입력으로 시간 영역에서 취득된 $n\times5$개의 데이터를 필요로 하며 n개의 주파수 영역 데이터를 출력한다. ANPSD는 대상 구조물이 갖는 주파수 응답 특성을 나타낸 것이므로 고장 진단의 오류를 줄이기 위해서는 주파수 해상도가 높을수록 바람직하다. 하지만 주파수 해상도가 높아질수록 데이터의 용량이 증가하여 이로 인한 처리 비용도 함께 증가한다. 또한 고장 진단 알고리즘의 복잡도도 데이터의 용량에 비례하여 증가

하므로 주파수 해상도를 높이기 위해서는 데이터를 효율적으로 처리할 수 있는 알고리즘이 필요하다. 이러한 이유로 인하여 본 알고리즘에서는 주성분 분석(Principle Component Analysis, PCA) 방법을 고장의 검출과 분류에 적용하였다.

PCA는 주어진 데이터 집합으로부터 중요한 데이터를 추출하기 위한 방법이며 해당 데이터 집합에 대하여 가장 분산이 큰 새로운 좌표축을 구하여 이를 이용한다. PCA는 선형 좌표변환을 이용하는 방법이므로 기준이 되는 데이터 집합의 평균이 0이 아니면 평균을 구하여 빼야한다. m개의 ANPSD 집합 $X_q(f_j)(q=1,\cdots,m)$에서 평균 $M(f_j)=\frac{1}{m}\sum_{l=1}^{m}X_q(f_j)$을 빼면 다음과 같다.

$$\overline{X_q}(f_j)=X_q(f_j)-M(f_j) \tag{3.3}$$

이때 $\overline{X}=\{\overline{X_1},\cdots,\overline{X_m}\}$에 대한 PCA는 ANPSD 집합에 대하여 가장 분산이 커지는 방향 벡터를 구하고 이 축에 대해 각각의 ANPSD를 사영(projection)하였을 때 대응하는 좌표 $T_1=\{t_{11},\cdots,t_{1m}\}$을 얻는 것을 의미한다. 이때 위의 좌표변환을 수행하는 선형 변환을 P_1이라 한다면 해당 좌표 T_1은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$T_1^T=\overline{X^T}P_1 \tag{3.4}$$

두 번째 축에 대한 좌표 T_2는 $\overline{X}$에서 T_1에 해당하는 성분을 제거한 후에 남은 값들에 대하여 가장 분산이 커지는 축을 구하고 이에 대하여 $\overline{X}$를 해당 축에 사용하여 얻을 수 있다. 이러한 과정을 반복하여 구한 좌표 값 $T^T=\{T_1^T,\cdots,T_n^T\}$은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$T^T=\overline{X^T}P \tag{3.5}$$

이때 $P=\{P_1,\cdots,P_n\}$ 이며 P는 좌표 변환이므로 $P^TP=I$를 만족해야 한다. 따라서 (3.5)에서 다음과 같은 등식을 유도할 수 있다.

$$\overline{X^T}=T^TP^T \tag{3.6}$$

이 등식은 P_1을 SVD (Singular Value Decomposition)에 의해 구할 수 있다는 것을 보여준다. $\overline{X^T}$에 대한 SVD 결과는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\overline{X^T}=U\Sigma V^T \tag{3.7}$$

여기서 U와 V는 $\overline{X^TX}$와 $\overline{XX^T}$에 대한 고유 벡터 집합들이다. 이때 $P^TP=I$를 만족해야 하므로 $V=P$이어야 한다. 본 알고리즘에서는 고장의 검출과 분리를 동일한 방법으로 수행하기 위하여 고장의 분리에서 주로 사용되는 기하학적 분류 방법을 고장의 검출에서도 사용하였다. 기하학적 분류(Geometric Classifier, GC) 방법은 미리 분류된 데이터들과 기하학적인 거리를 비교하여 분류를 수행한다.

본 알고리즘에서는 한 분류의 기준 데이터 $t_{rq}(r=1,\cdots,l,\ q=1,\cdots,m)$에 대하여 분류를 원하는 임의의 데이터 t^{tst}와 해당 분류 내의 데이터들과의 거리를 모두 합산한 값인 d를 이용하여 분류를 수행하는 방법을 사용하였다. 이때 d는 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$d=\sum_{r=1}^{l}\sum_{q=1}^{m}\left(t_{rq}-t^{tst}\right)^2 \tag{3.8}$$

이때 d를 분류마다 계산하여 d가 가장 작은 분류를 선택하면 고장을 검출하거나 분리하는 데에 응용할 수 있다. 기하학적 분류 방법을 이용하여 고장 검출을 수행하기 위해서는 모든 상태를 포함하는 ANPSD 집합 $X_q(q=1,\cdots,m)$과 정

상상태일 때 측정한 ANPSD 집합 $X_q^{nor}(q=1,\cdots,m/5)$이 미리 준비되어야 한다. 이때 위 첨자 nor은 정상상태를 나타낸다. X_q이 주어지면 PCA를 통해 평균 M, 변환 행렬 $P_r(r=1,\cdots,3)$, 해당 좌표 T_r을 미리 계산할 수 있다.

고장여부를 판단하고자 하는 ANPSD인 X^{tst}에 대한 좌표 t_r^{tst}와 X_q^{nor}에 대한 좌표 t_{rq}^{nor}은 (3.4)에 의하여 다음과 같이 계산된다.

$$\begin{aligned} t_r^{tst} &= P_r(X^{tst}-M) \\ t_{rq}^{nor} &= P_r(X_q^{nor}-M) \end{aligned} \tag{3.9}$$

따라서 X^{tst}의 상태를 정상상태와 비교하는 검출 잔차(detection residual)인 d^{tst}는 (3.8)에 (3.9)를 대입하여 다음과 같이 구할 수 있다.

$$d^{tst} = \sum_{r=1}^{3}\sum_{q=1}^{m}\left(t_{rq}^{nor}-t_r^{tst}\right)^2 \tag{3.10}$$

정상상태 집합 X_q^{nor}에서 (3.10)과 같이 각각의 ANPSD에 대한 검출 잔차인 d_q^{nor}을 구하면 다음과 같다.

$$d_q^{nor} = \sum_{r=1}^{3}\sum_{s=1}^{m}\left(t_{rs}^{nor}-t_{rq}^{nor}\right)^2 \tag{3.11}$$

이때 d_q^{nor}을 크기가 작은 쪽을 상위에 오도록 정렬하면 검출 임계값(threshold)의 기준 지표를 얻을 수 있다.

③ 특성 주파수 분석을 통한 엔진 고장/안전 진단 알고리즘

아래 표는 회전기기의 주파수 성분을 측정하여 결함 내용을 진단하는 방법을 종합적으로 정리한 것이다. 각 결함 종류별 중점적으로 측정해야 할 결함 주파수 성분이 표기 되어 있다. 진단에 사용되는 특성 주파수 성분 (진동수)은 다음과 같은 종류로 나뉜다.

표 34 엔진의 부위별 고장 종류 및 특징

부위	결함종류	특성 주파수	진동 신호 특징
크랭크축	정적 불평형 (static unbalance)	f_r	● 시간 파형은 조화 파형(harmonic waveform) ● 주파수 스펙트럼에서 회전 속도인 1X 성분이 크게 발생 ● 회전 속도의 증가에 따라 1X 성분이 급격히 증가 ● 반경 방향의 진동이 크고, 축 방향의 진동은 작음 ● 온도 변화와 무관 ● 부하에 둔감 ● 두 베어링의 위상 차이: 없음
	동적 불평형 (dynamic unbalance)		● 두 베어링의 위상 차이: 180° (역위상) ● 나머지 특징은 정적 불평형과 일치
기계의 결합부	정렬 불량 (misalignment)	f_r,$2f_r$, $4f_r$, $6f_r$	● 시간 파형은 조화 파형 ● 반경 방향의 진동 주파수 스펙트럼에서 1X 성분과 2X 성분이 주요 성분(대부분 1X 성분보다 2X 성분이 크게 나타남) ● 축 방향의 진동 주파수 스펙트럼에서 1X 성분이 크게 나타남 ● 전형적인 축의 휘돌림은 전향(forward)이며 궤도

			(orbit)는 바나나 형상 ● 하중에 민감(하중의 증가에 따라 진폭 증가) ● 온도 변화에 따른 진동 특성 변화 ● 속도 변화에 둔감
베어링, 기계 부품	헐거움 (looseness)	f_r, $n\times f_r$, $1/n\times f_r$	● 높은 1X 성분의 진동 ● 조화 성분들(2X, 3X 등)이 비정상적으로 높은 진폭을 가짐 ● 분수 조화 진동(1/2X, 1/3X 등) 발생 가능성
구름 베어링	외륜 결함	f_o, $n\times f_o$	BPFO(f_o)의 조화 성분
	내륜 결함	f_i, $n\times f_i$	● 결함 초기: 감소된 크기의 조화 성분 ● 결함 성장: 운전 속도에 의해 변조된 조화 성분
	전동체 결함	f_b, $n\times f_b$ 또는 f_c, $n\times f_c$	FTF(f_c)로 변조된 고유 진동수
	부적절한 윤활	고유 진동수, f_i	BPFI(f_i)로 변조된 고유 진동수
	느슨함 (축과 베어링)	f_r, $n\times f_r$	3X 또는 그 이상의 조화 성분이 탁월
	느슨함 (하우징과 베어링)		1X와 4X 성분이 탁월
	과대한 내부 틈새	고유 진동수	회전 속도(f_r)의 배수가 고유 진동수를 변조
기어 상자	과대한 백래시(b	f_m,	● 기어 맞물림 주파수(f_m)와 이의 2X, 3X 성분의 증

	acklash)	$2f_m$, $3f_m$	가 ● 특히 2X의 진폭이 기본 성분(f_m)이나 3X보다 큼
	정렬 불량	f_m, $n\times f_m$	기어 맞물림 주파수의 저차 조화 성분(f_m,$2f_m$,$3f_m$)들이 크게 성장
	헐거움	$f_m - kf_r$	● 아래 측의 측대역 성분 중의 하나 이상의 조화 성분이 발생 ● 기어 맞물림 주파수와 회전 주파수의 조화 성분 사이의 위상이 변화
	편심	$f_m + kf_r$	위 측의 측대역 성분 중에서 조화 성분이 발생

f_r: 축 회전 주파수, f_c: 케이지 주파수, f_i: 내륜 주파수, f_o: 외륜 주파수,

f_s: 전동체 주파수, f_m: 기어 맞물림 주파수($Z\times f_r$), Z: 기어 이(teeth)의 수

표 35 구름 베어링의 진동 특성 주파수(외륜 고정, 내륜 회전의 경우)

베어링 요소	특성 주파수
케이지 주파수 FTF (기본 열 주파수)	$f_c = \frac{f_r}{2}\left[1 - \frac{B_d}{P_d}cos\phi\right]$
내륜주파수 BPFI (내륜의 볼 통과 주파수)	$f_i = \frac{f_r}{2}N\left[1 + \frac{B_d}{P_d}cos\phi\right]$
외륜주파수 BPFO (외륜의 볼 통과 주파수)	$f_o = \frac{f_r}{2}N\left[1 - \frac{B_d}{P_d}cos\phi\right]$
전동체 주파수 BSF (전동체 자전 주파수)	$f_s = \frac{P_d}{2B_d}f_r\left[1 - \left(\frac{B_d}{P_d}\right)^2\cos^2\phi\right]$

f_r: 내륜의 1초당 회전수(Hz), f_{ro}: 외륜의 1초당 회전수(Hz),

B_d: 볼의 직경, P_d: 피치 직경, N: 볼의 수, ϕ: 접촉각

위에서 제시한 것처럼 각 특성 주파수를 분석함으로써, 각 결함을 진단할 수 있을 것으로 기대된다.

(다) 4. 오일 먼지 상태 진단 알고리즘

① 점도의 정의

점도는 유체의 흐름에 저항하는 정도를 나타내는 물리값이다. 이는 상호 접촉 운동을 하는 두 물체 사이의 하중을 지지하는 유체의 특성을 대변하는 주요 물성이다. 산업용으로 사용하고 있는 오일에서 점도가 변화하는 것은 분진, 수분, 다른 점도를 가진 오일 등에 의해 오염되었음을 나타낸다.

② 엔진 오일의 점도

엔진 오일의 경우 엔진 윤활부에서 발생하는 마찰이나 마모를 저감하는 기능 외에도 실린더 블록과 피스톤의 냉각, 폭발 압력 분산, 실린더 내부 세척 등의 작용을 한다.

엔진이 본연의 기능을 수행하는 동안 불완전 연소, 냉간구동, 실린더 및 피스톤의 마모 등에 의해 금속 찌꺼기, 그을음, 수분, 연료 등이 엔진 오일에 침투하여 오일의 점도를 떨어뜨리고 일반적으로 점도가 정상 등급 대비 10% 수준으로 변하게 되면 오일을 교환하도록 하고 있다. 이러한 관리가 정기적으로 지켜지지 않으면 엔진의 수명을 단축시키게 된다.

③ 오일 점도 센서

절대점도는 펌프나 압축 공기를 이용해 오일에 외력을 가했을 때 오일이 흐름에 저항하는 값에 의해 (ASTM D4624-Standard Test Method for measuring apparent viscosity by capillary viscometer at high temperature and high shear rates), 혹은 오일 내에서 모터로 스핀들을 구동했을 때 유체의 저항력에 의해 발생하는 토크의 크기 (Brookfield rotary method-ASTM D2983)에 의해 측정될 수 있다. 또한 압전소자 (Piezo-electric element)를 이용해 유체의 진동 감쇄로부터 점도를 측정하는 방법도 연구되고 있다. 동점 도는 아래 수식과 같이 오일의 밀도와 절대점도로부터 산출할 수 있다.

$$\nu = \frac{\eta}{\rho} \tag{3.12}$$

여기서 ν는 동점도, η는 절대점도, ρ는 밀도이다.

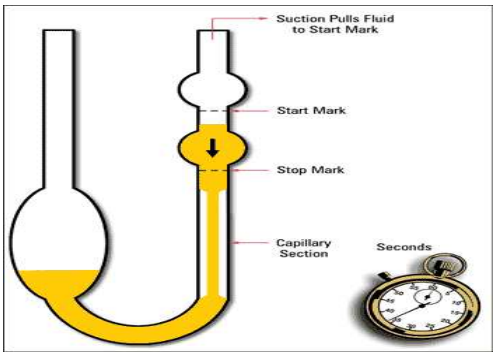


그림 157 Capillary U-tube : 특정한 오리피스를 가진 U-tube에 시작점부터 끝점까지 중력에 의해 흘러내리는 시간을 측정하여 점도측정

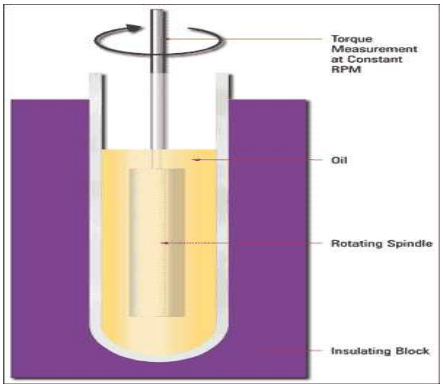


그림 158 Rotary Viscometer ASTM D2983 : 스핀들을 회전시키는데 소요되는 토크로부터 점도 측정

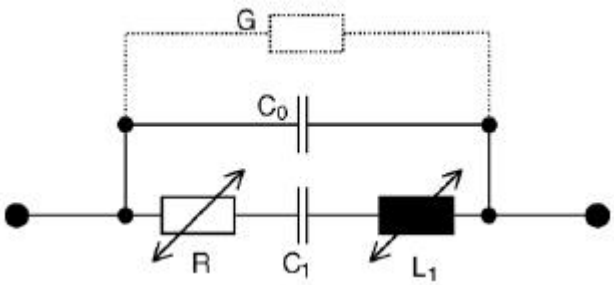


그림 159 압전소자를 이용한 TSM (Thickness shear mode) quarts resonator의 등가회로

TSM quarts resonator를 이용한 센서를 엔진 오일이 담겨진 오일팬에 장착하고 전원을 인가하여 진동시키면 오일의 점도 특성에 의해 L의 값이 변화 되고 회로의 공진 주파수가 변화되게 된다. ($\frac{\Delta f}{f_0}$, 여기서 f_0는 회로 고유 공진주파수) 그리고 오일의 점도에 의한 에너지 손실이 등가회로의 R 값으로 나타난다. Newtonian 유체라는 가정하에 R과 L의 변화는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\Delta R \sim \Delta L \sim \sqrt{\eta\rho}$$

따라서 등가저항 값 변화에 따라 오일의 점도를 측정할 수 있게 된다. 다음 그림은 특정 조건에서 TSM quarts resonator를 이용한 점도 측정 결과를 나타내고 있다.

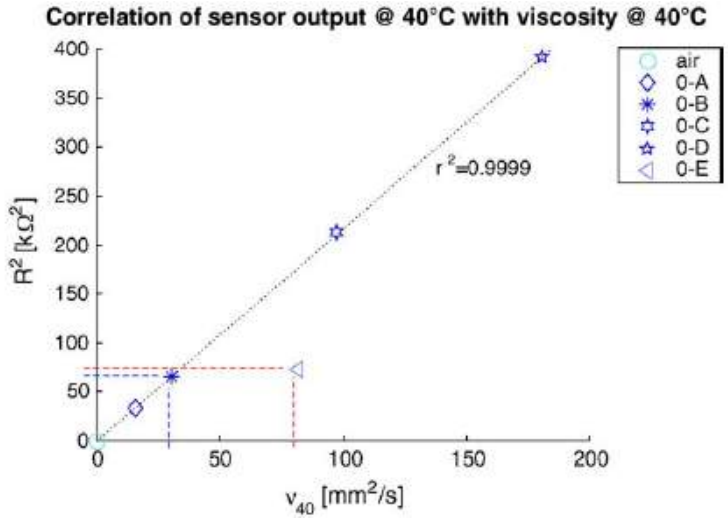


그림 160 TSM quarts resonator를 이용한 40℃에서의
센서 출력과 점도 관계

④ 오일 점도와 온도의 관계

그림 161에서 나타나는 바와 같이 오일의 점도는 온도와 밀접한 연관을 가지고 있다. 따라서 온라인으로 오일의 점도를 측정하기 위해서는 점도 센서 값뿐만 아니라 온도에 대한 효과를 함께 고려하여 오일의 수명을 판단해야 한다. 저온에서는 기준치 이상의 점도를 만족해서 정상적인 오일 상태로 판단할 수 있는데 엔진이 구동됨에 따라 오일의 온도가 올라가면 점도가 기준치 이하로 떨어져서 엔진의 내구도에 손상을 줄 수 있기 때문이다.

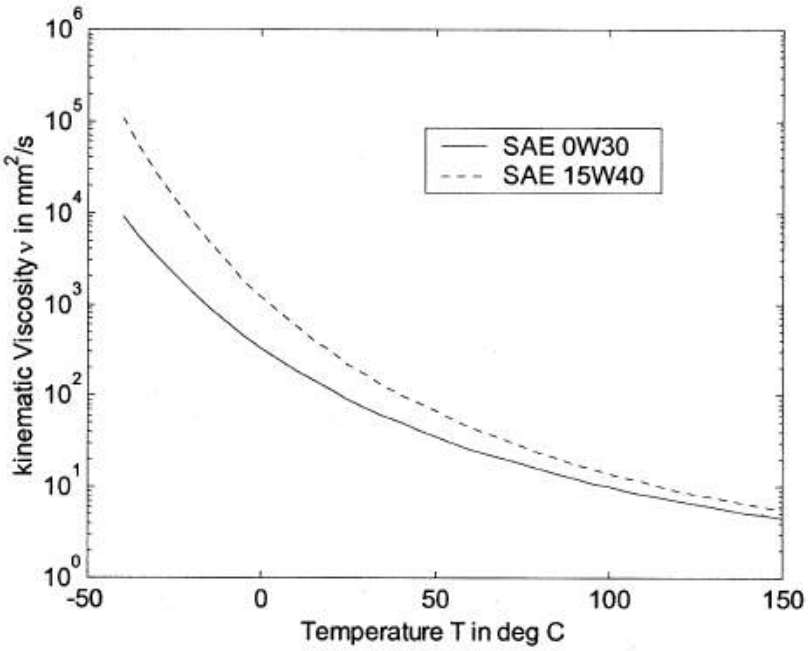


그림 161 센서로 측정한 온도와 점도의 관계

(4) 신호기반 알고리즘 검증 실험

(가) 엔진 시험 장치를 이용한 고장 상태 분석

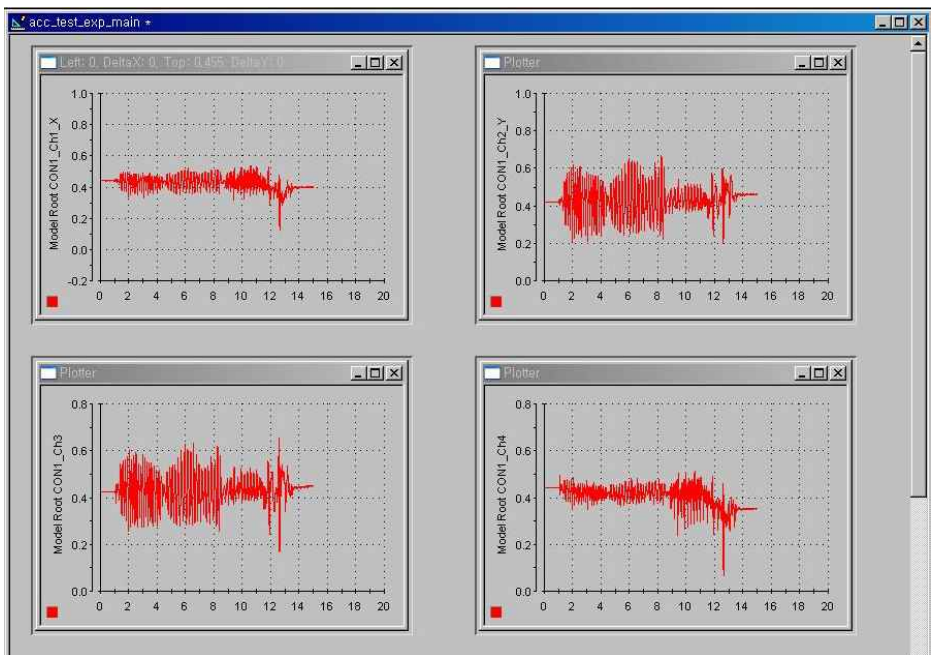


그림 162 실시간 모니터링 구성도

시험은 엔진의 정상상태 신호와 고장상태 신호의 수집으로 나누어 진행하였다. 정상신호 취득을 위해 엔진 스로틀의 20%를 개방하여 시험을 수행하였다. 스로틀에 따른 RPM은 1600~1700RPM이 되도록 조정하였다. 그림 163은 시험을 통하여 얻어진 시간영역 진동 신호, 그림 164는 주파수영역 진동 신호를 나타내고 있다. 그림 161에서는 이와 같은 시험의 결과로서 1x RPM과 2x RPM의 조화 성분이 잘 나타난다. 하지만 4차 조화 성분은 나타나지 않는 것을 확인할 수 있으며, 저주파수 영역에서의 DC성분과 고주파수 영역에서의 주기 신호가 관측된다. 저주파수와 고주파수의 경우는 엔진 크랭크축을 지지하는 베어링의 내륜과 외륜의 구성 요소에서 생성되는 고유 주파수로 판단된다.

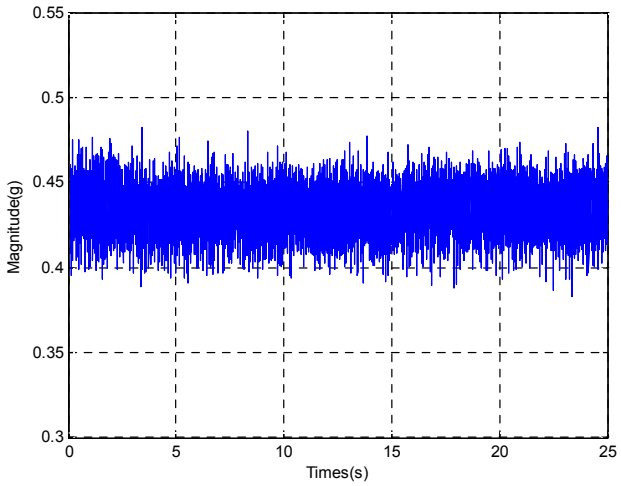


그림 163 시간영역에서의 정상 진동 신호

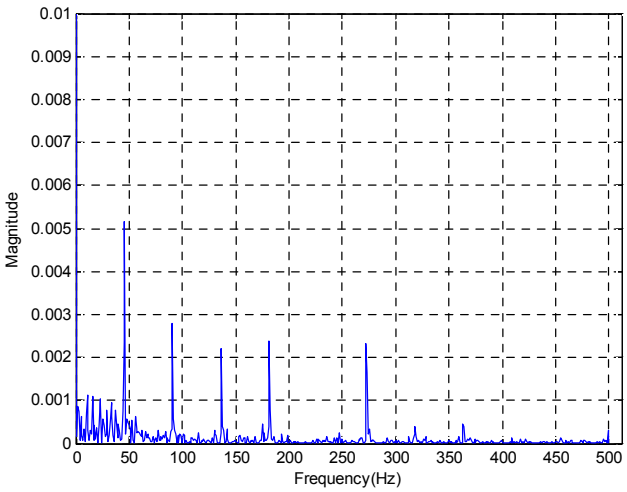


그림 164 주파수 영역에서의 정상 진동 신호

프로펠러의 불 평형 실험을 위하여 다음과 같이 실험 환경을 구성하였다. 엔진 스로틀, 니들 밸브와 글로우 플러그의 설정은 정상상태와 동일하게 설정하였다. 프로펠러의 불 평형을 발생시키기 위해 그림 165와 같이 순차적인 프로펠러 불균형을 발생시키고자 하였다. 이를 위해 그림 166과 같이 각각의 고장의 정도를 하드웨어적으로 구현하였다. 고장의 정도는 프로펠러 전체 질량의 2%씩 제거하며 불 평형을 발생시켰다.

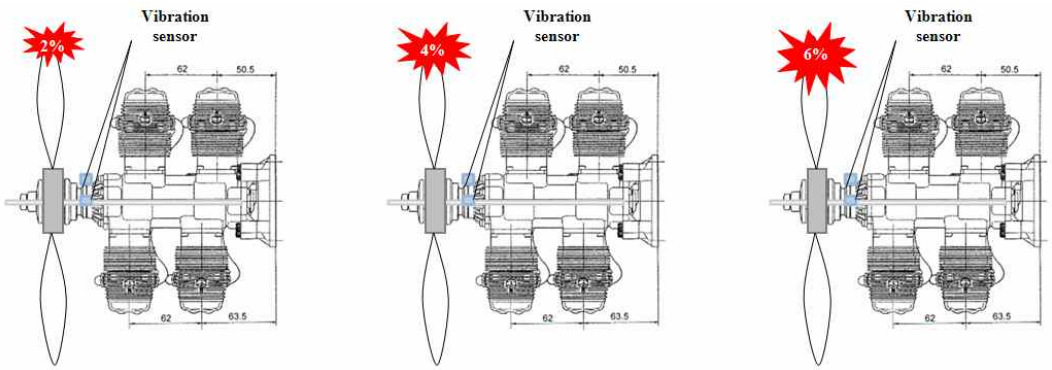


그림 165 불 평형 고장신호 생성



그림 166 프로펠러 정상상태



그림 167 프로펠러 불 평형 1차



그림 168 프로펠러 불 평형 2차



그림 169 프로펠러 불 평형 3차

그림 170은 프로펠러 불 평형의 1차 실험 결과이다. 정상신호와의 시간영역과 주파수 영역 비교에 있어서 큰 차이를 나타내지는 않는다. 그림 171에서는 조화 주파수 1x, 2x, 3x가 나타나는 것을 확인할 수 있다.

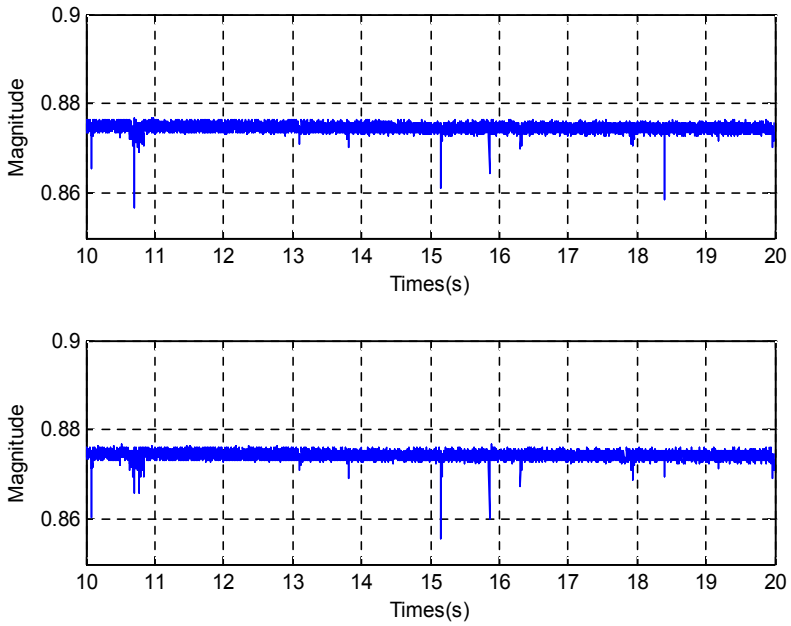


그림 170 시간영역 프로펠러 불 평형 1 차

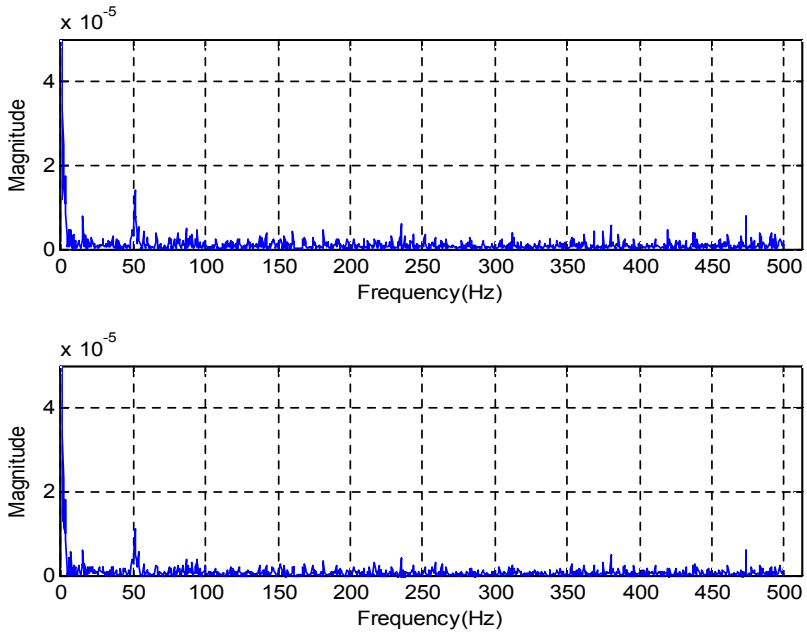


그림 171 주파수영역 프로펠러 불 평형 1차

그림 172는 프로펠러 불 평형 고장의 정도를 4%로 설정한 실험 결과이다. 실험 결과 조화 주파수가 명확히 나타나는 것을 확인할 수 있다. 하지만 그림 173에서의 1x RPM에 해당하는 회전 주파수가 정상 상태보다 크게 나타나는 것을 확인 할 수 있다. 또한, 200Hz와 250Hz사이에서의 고주파수가 나타나는 것을 알 수 있다. 시간영역에서는 표준 편차의 값이 증가된 것을 확인할 수 있다.

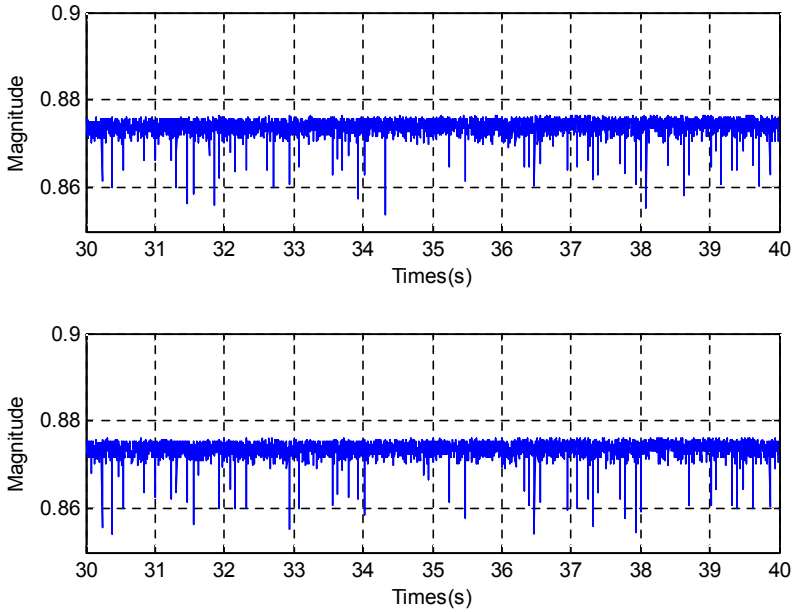


그림 172 시간영역 프로펠러 불 평형 2 차

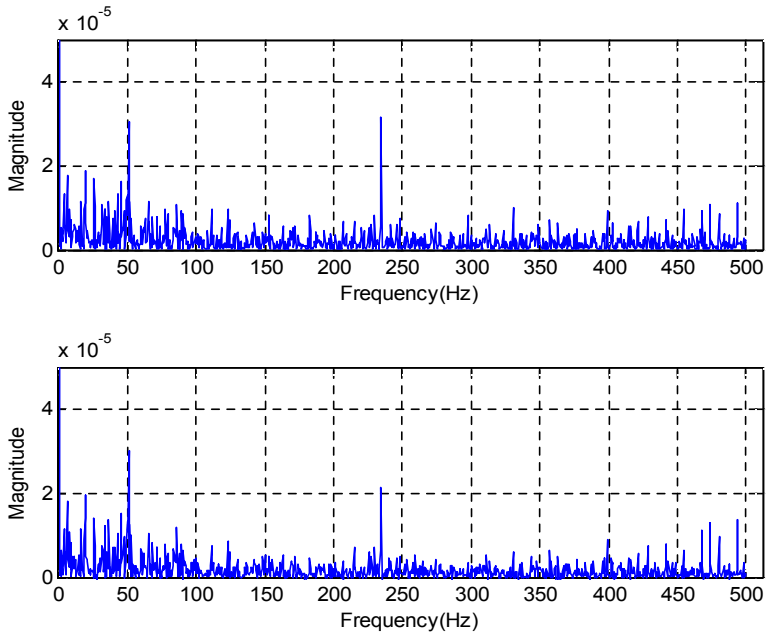


그림 173 주파수영역 프로펠러 불 평형 2차

그림 174와 175은 프로펠러 불 평형 3차 실험이다. 이는 이전 단계의 4% 보다 6% 가량으로 프로펠러의 질량을 제거하여 불 평형을 생성한 것이다. 시간 영역의 분석 결과에서는 표준 편차의 값이 크게 증가하는 것을 확인할 수 있다. 또한 질량의 감소로 인하여 주파수 영역에서의 1x RPM의 값이 크게 증가된 것을 확인할 수 있다.

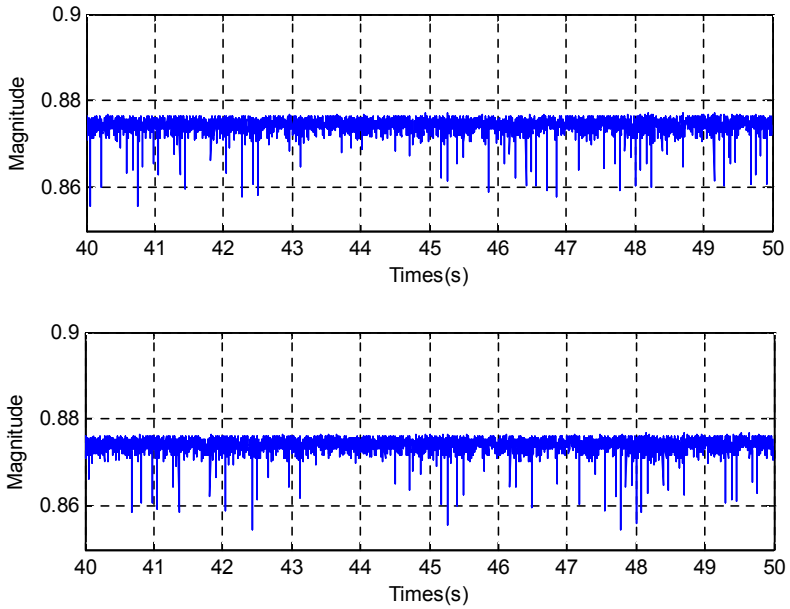


그림 174 시간영역 프로펠러 불 평형 3 차

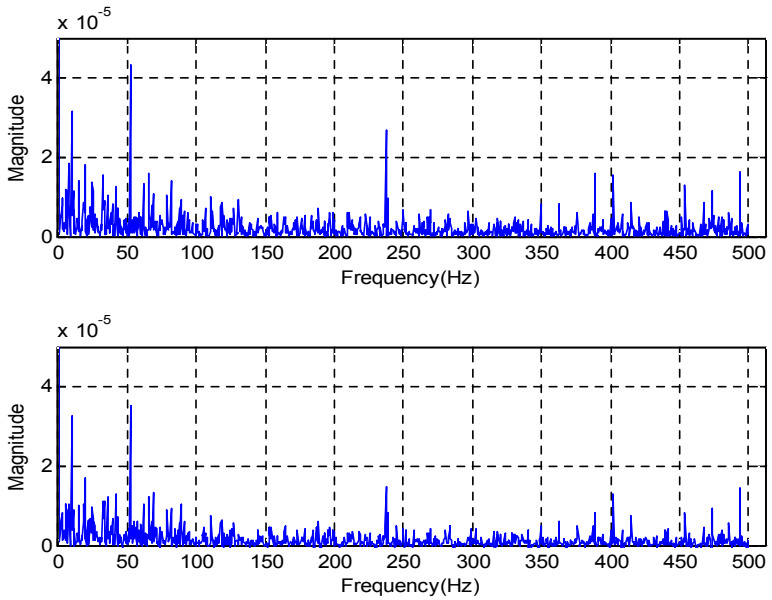


그림 175 주파수영역 프로펠러 불 평형 3차

엔진 실린더 불 연소 시험을 수행하기 위하여 그림 176과 같이 고장 상황을 선정하였다. 각각의 실린더 별 고유 숫자를 명명하여 그림 177로 나타냈다. 이와 같은 실린더 고유 번호는 시험에 있어서 실린더 불 연소의 구분을 위해 사용되었다. 실제 엔진 실린더 불 연소를 발생시키기 위해 그림 178과 같이 해당 실린더의 글로우 플러그를 제거하여 연소가 발생하지 않도록 하였다.

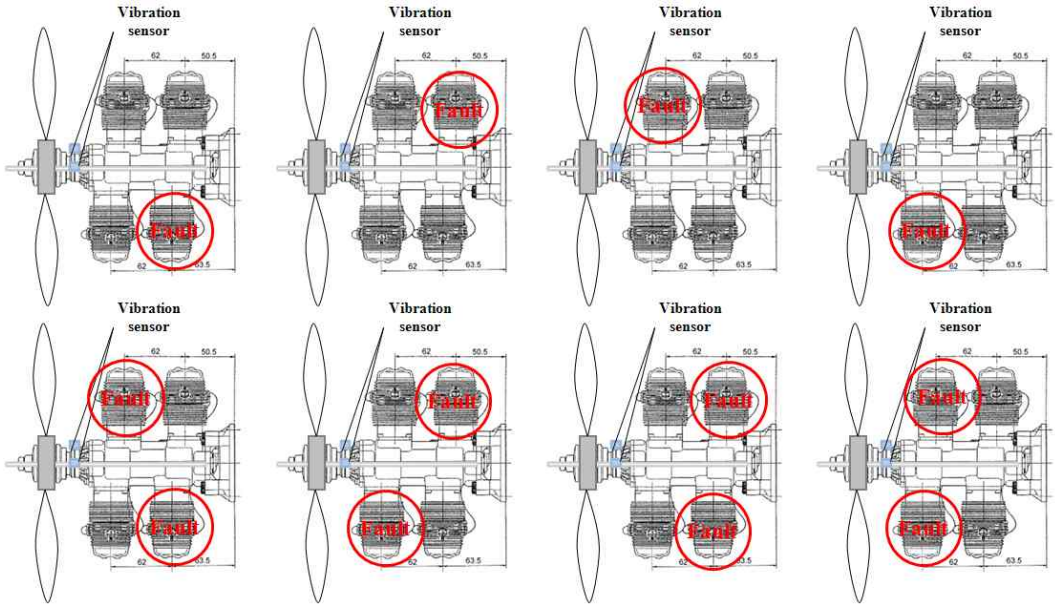


그림 176 엔진 실린더 불 연소 고장 상황

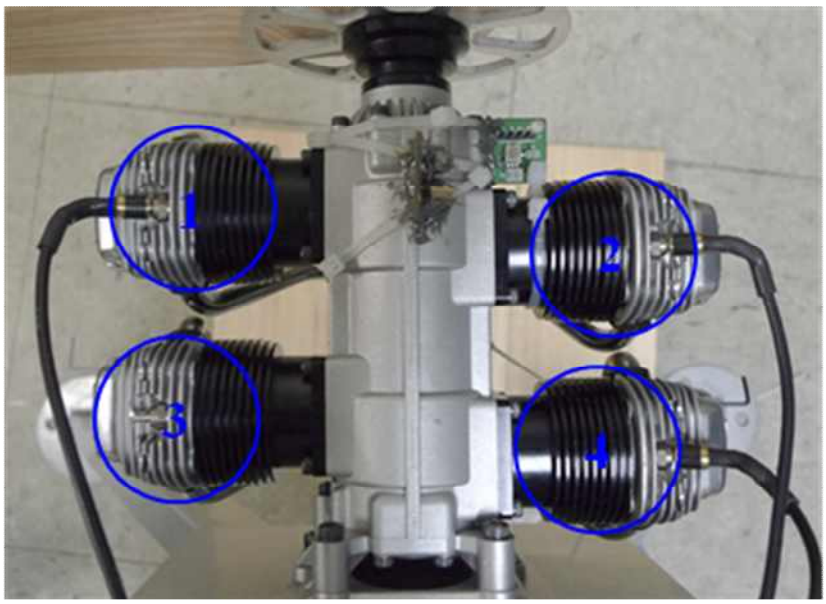


그림 177 엔진 실린더 고유 번호

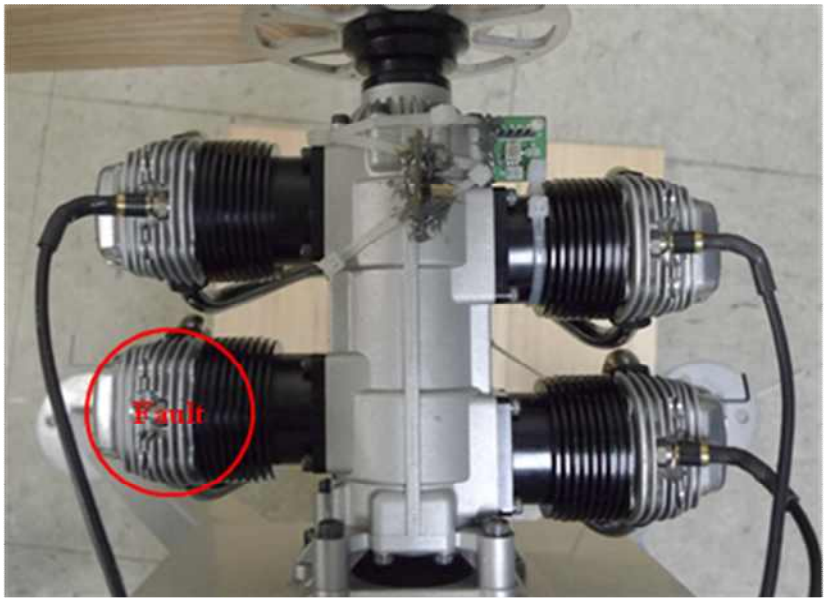


그림 178 엔진 실린더 불 연소 고장 구현

그림 179는 정상신호와 유사한 특성을 나타내고 있다. 하지만, 그림 180에서의 주파수 신호는 정상신호에서의 1x RPM에 해당하는 50Hz의 주파수 성분이 형성되지 않는 것을 확인할 수 있다. 이와 같은 현상은 실린더 불 연소로 인한 출력저하로 진동의 특성이 바뀐 것으로 생각된다. 또한 이전에 수행하였던 시뮬레이션 결과와 비교해 볼 때 얻은 고장의 경향성이 뚜렷하게 나타나지 않는 것을 확인할 수 있었다. 이는 정상신호 취득부터 나타난 현상으로 저 주파수 영역, 즉 DC 성분의 주파수가 크게 형성되어 본래 엔진의 조화 주파수가 나타나지 않는 것으로 생각된다.

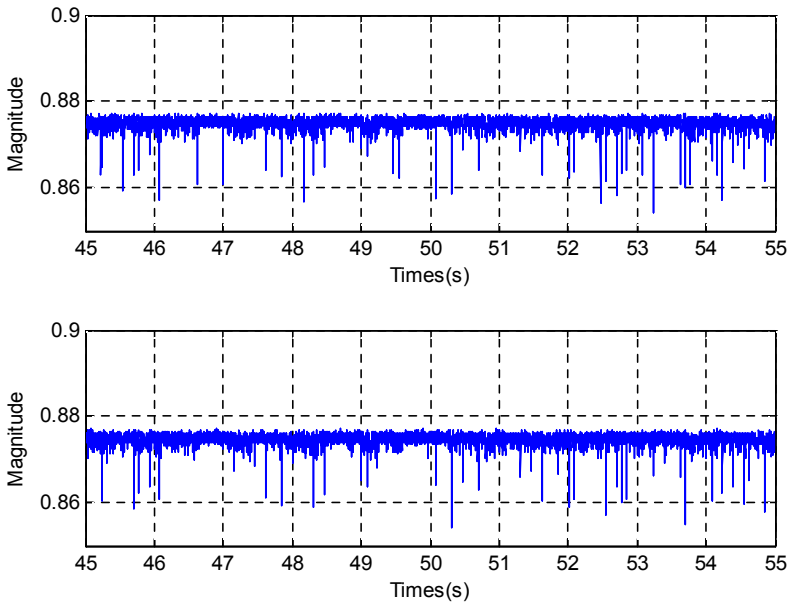


그림 179 시간영역 3번 실린더 불 연소

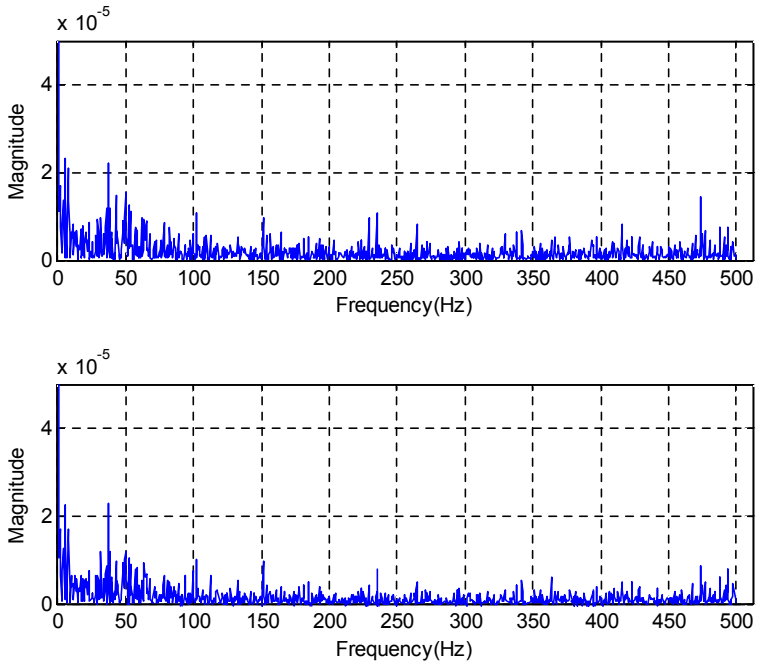


그림 180 주파수영역 3번 실린더 불 연소

그림 181은 정상신호와 유사한 특성을 나타내고 있다. 특이한 사항으로는 두 센서간의 표준편차가 정상신호와 앞선 고장신호와는 달리 차이를 나타내고 있다. 주파수 영역에서의 신호는 앞선 3번 실린더 연소와 유사한 경향성을 나타

내고 있다. 이와 같이 1x RPM이 떨어지는 현상은 앞선 절의 출력 저하 현상과 동일하다고 판단된다. 앞에서는 저 주파수 영역에서의 엔진의 조화 주파수가 관측되지 않았지만 본 실험에서는 조화 주파수가 관측되는 것을 확인할 수 있다.

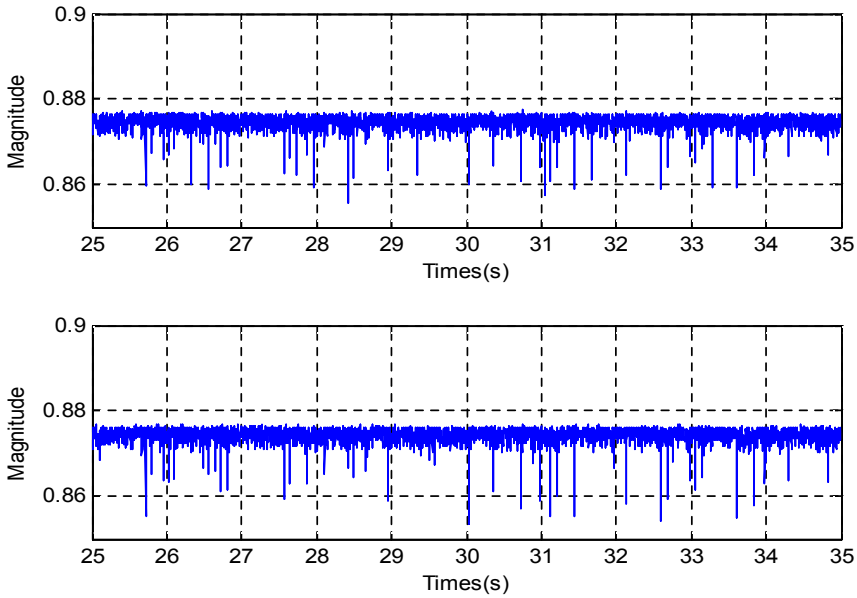


그림 181 시간영역 4번 실린더 불 연소

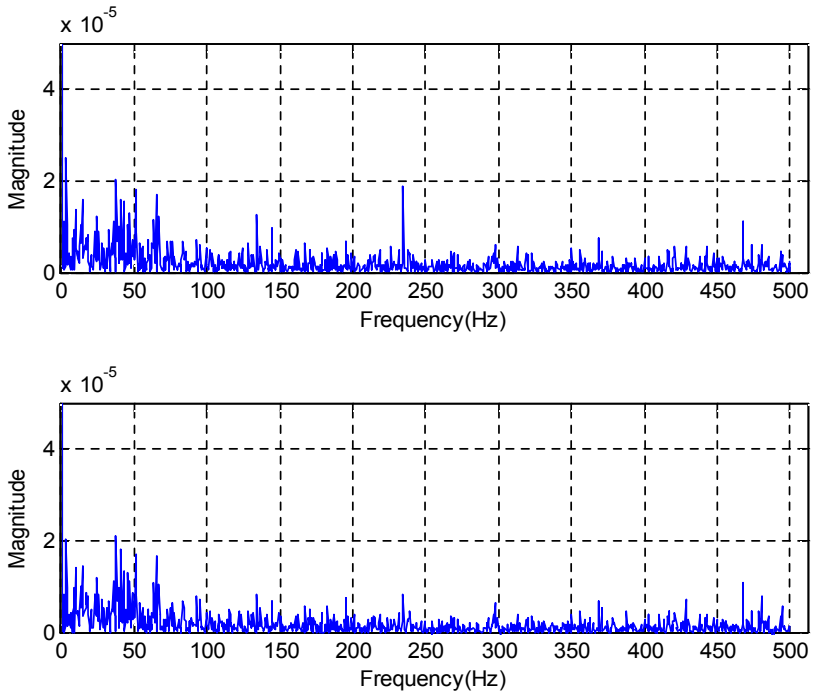


그림 182 주파수영역 4번 실린더 불 연소

그림 183에서 이전 하나의 실린더 불 연소와 비교할 경우 표준 편차의 값이

크게 차이가 나는 것을 알 수 있다. 3번 실린더 불 연소와 비교 시 감소되는 표준 편차의 값은 8%의 차이를 나타내고 있다. 이러한 현상을 통하여 엔진의 출력 저하로 인한 진동 감쇠가 발생하는 것을 확인할 수 있었다.

그림 184는 주파수 영역의 결과이다. 앞선 3번 실린더 고장과 동일하게 DC 성분으로 인하여 엔진의 조화 주파수 성분이 크게 나타나지 않는 것을 확인할 수 있었다. 본 실험에서는 엔진의 4차 조화 주파수에 해당하는 엔진 주파수가 크게 나타나는 것을 데이터 분석을 통하여 관찰할 수 있었다.

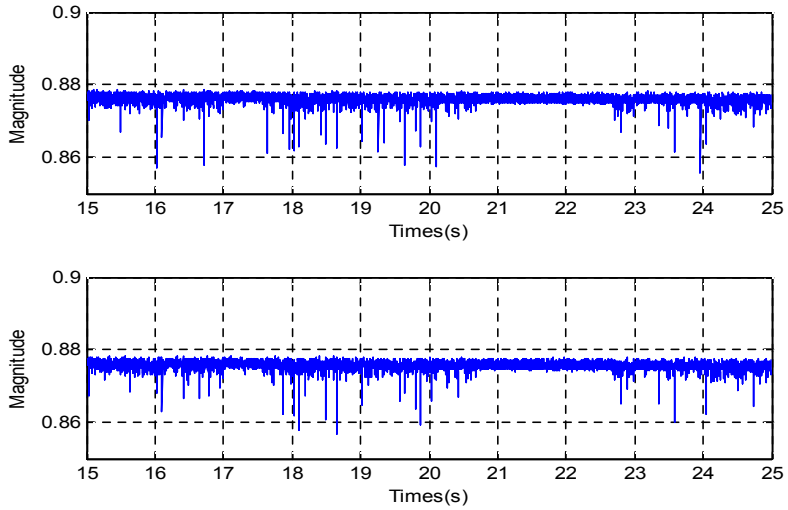


그림 183 시간영역 3, 4번 실린더 불 연소

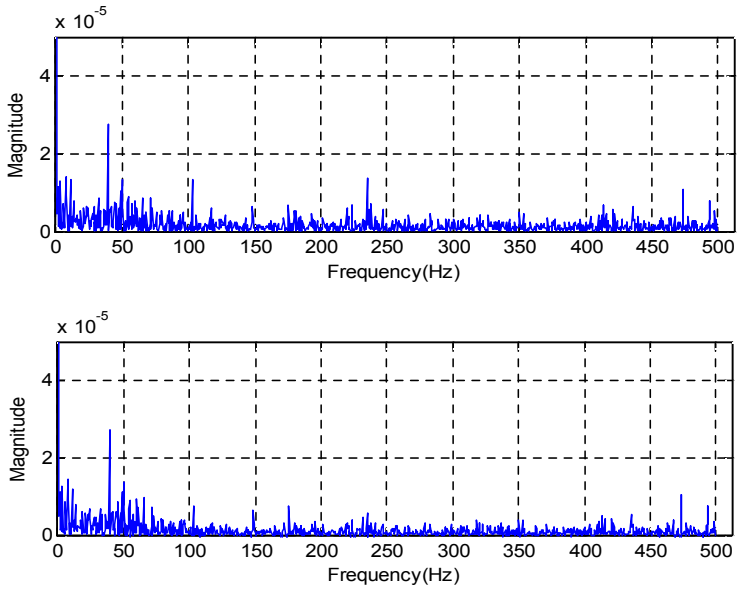


그림 184 주파수영역 3, 4번 실린더 불 연소

표 36은 각각의 고장에 따르는 센서 1의 시간영역 통계치를 나타내고 있다. 시간영역에서의 프로펠러 불 평형고장은 평균값과 실효치가 일정하게 나오는 것을 확인할 수 있다. 고장의 정도가 심해질수록 명확하게 차이가 발생하는 데이터는 표준편차이다. 일반적으로 첨도는 확률밀도함수 분포의 데이터가 밀집되는 정도를 나타낸다. 가우시안 분포의 경우에는 첨도가 3.0의 값을 갖는 반면에 표 1.5에서의 값은 이의 10배에 달하므로 진동 특성이 좁은 분포에 밀집되어 있다고 해석할 수 있다.

엔진 실린더 불 연소 고장도 프로펠러 불 평형과 유사한 평균 및 실효치의 값을 갖는다. 또한, 한 실린더의 불 연소 시에 나타나는 결과 값은 유사한 값들을 갖는다. 하지만, 두 개의 실린더 불 연소 시에 나타나는 특성이 표준편차의 값이 8% 이상 차이가 나는 것을 확인할 수 있다. 이와 같은 특성은 엔진 실린더의 불 연소 시 가장 먼저 발생되는 출력의 저하로 인한 현상으로 판단된다.

표 36 시간영역 진동 신호 분석 결과

계 량	프로펠러 불 평형			엔진 실린더 불 연소		
	2%	4%	6%	3	4	3-4
평 균	0.87458	0.87391	0.87431	0.87475	0.87447	0.87591
표준편차	0.000913	0.001389	0.001423	0.00139	0.001384	0.001269
왜 도	-2.0245	-3.551	-3.5179	-3.9556	-3.0969	-3.7426
첨 도	34.016	35.566	33.366	41.283	29.974	44.87
실 효 치	0.87458	0.87391	0.87431	0.87475	0.87447	0.87591

(나) 모형 항공기를 이용한 고장 상태 분석

조종면과 관련하여 발생 가능한 고장의 종류는 다양하지만 본 연구에서는 조종면의 힌지 고장에 대하여 다루었다. 실제의 소형 항공기에서 조종면의 힌지는 정비를 위해 조종면을 주익에서 분리하기 전까지는 고장의 진행과정을 외부에서 육안으로 확인하기 어렵기 때문에 이에 대한 고장의 크기와 종류를 예측하는 것은 정비의 효율과 비용적인 면에서 장점을 갖는다.

본 연구에서는 힌지로 좌측, 중앙, 우측에서 주익에 연결되어 있는 형태의

조종면을 사용하였다. 이 때 조종면의 양측 힌지에 대하여 연결부위가 손실되었을 때를 주로 다루었다. 이러한 세 가지의 상태들은 고장의 종류와 정도의 측면에서 고장의 검출 및 분리 알고리즘의 검증에 필요한 다양성을 충분히 갖추었다고 판단된다.

본 연구는 지상에서 수행되었으며 1220RPM에서 1650RPM 사이를 약 100RPM 간격으로 운행하여 각 운행별로 정상상태와 비정상상태에서의 진동신호를 측정하였다.

모형 항공기 실험에서는 그림 185와 같이 정상상태에는 모두 연결되었던 힌지 중 좌측 힌지를 탈거, 또는 우측 힌지를 탈거하여 비정상 상태를 임의적으로 만들어 실험하였다.

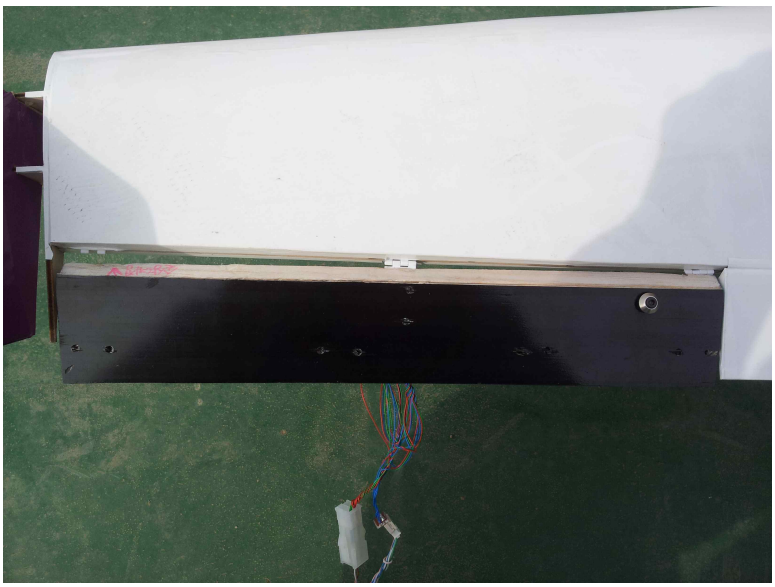


그림 185 탈거된 좌측 힌지(고장 모사)

① 실험 데이터 분석

- ANPSD 결과

취득한 각 센서 신호별 FFT를 통해 주파수 영역에서의 응답을 구할 수 있고 이를 통해 각 센서별 PSD(Power Spectral Density)를 얻을 수 있다. 이 값들을 다시 평균화, 정규화 하게 되면 특정 운행 RPM, 특정 상태에서의 주파수 특성을 대변하는 하나의 ANPSD(Averaged Normalized Power Spectral Density)를 구할 수 있다. 그림 186은 본 실험에서 취득한 계측 값을 이용하여

이와 같은 방법을 통하여 계산된 ANPSD를 상태별로 평균하여 나타낸 것이다. 이때 엔진은 1590RPM으로 회전할 때를 기준으로 하였으며 데이터의 개수는 모든 상태에 대하여 동일하게 하였다.

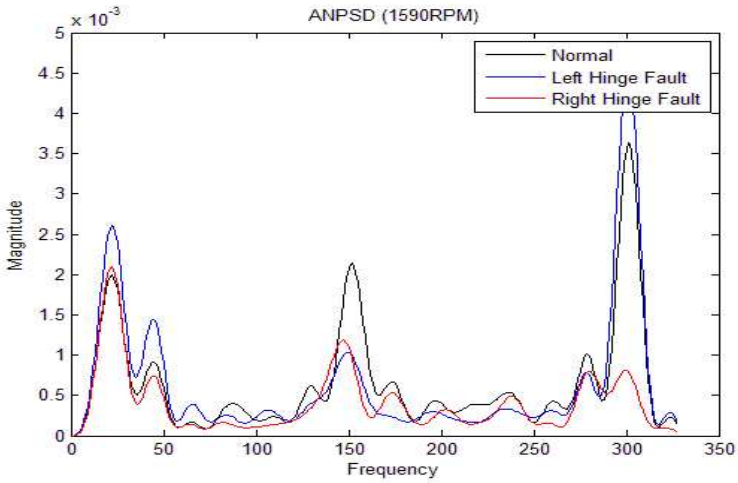


그림 186 정상, 고장상태에서의 ANPSD(1590RPM)

ANPSD는 일반적으로 입력을 모르는 상태에서 각 모드에 대응되는 주파수에서 발생하는 첨두점(peak)을 찾아서 이의 변화를 관찰하기 위해서 사용된다. 또한 하지만 앞에서 언급했듯이 첨두점을 찾는 것에 의해 고장을 분리하는 것은 용이하지 않고 주파수 해상도가 높아질수록 데이터의 용량이 증가하여 이로 인한 처리 비용도 함께 증가하기 때문에 본 연구에서는 PCA 방법을 통해 이러한 문제점을 극복하였다.

- PCA 도출과정

PCA는 주어진 데이터 집합으로부터 중요한 데이터를 추출하기 위한 방법이고 선형 좌표변환을 이용하는 방법이므로 기준이 되는 데이터 집합의 평균이 0이 아니면 평균을 구하여 빼야 한다. 이 때 사용되는 평균은 각 RPM에서의 정상상태, 고장상태의 ANPSD를 평균한 값이며 실험에서 취득한 각 RPM에 해당하는 센서 신호값들의 ANPSD 평균은 그림 187과 같다.

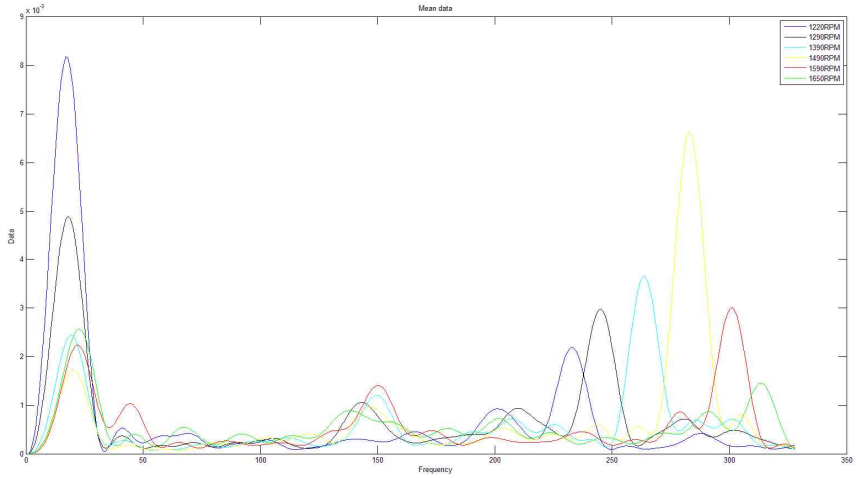


그림 187 각 RPM별 ANPSD의 평균값

해당 RPM별 특정 상태에서의 ANPSD와 각 RPM별 ANPSD의 평균값(그림 185)를 통해 ANPSD에 대하여 가장 분산이 커지는 방향 벡터를 구할 수 있다. 이 축에 대해 각각의 ANPSD를 사영(projection)하여 대응하는 좌표를 얻을 수 있으며 이 방법이 PCA 방법이다. 본 연구에서는 PCA를 통해 직관적으로 고장을 진단, 분류할 수 있게끔 가장 분산이 큰 3개의 방향벡터를 구한다. 이 때 방향벡터를 구하기 위해 사용되는 각 RPM별 3개의 열을 갖는 변환 행렬을 도시하면 그림 188, 189, 190과 같다.

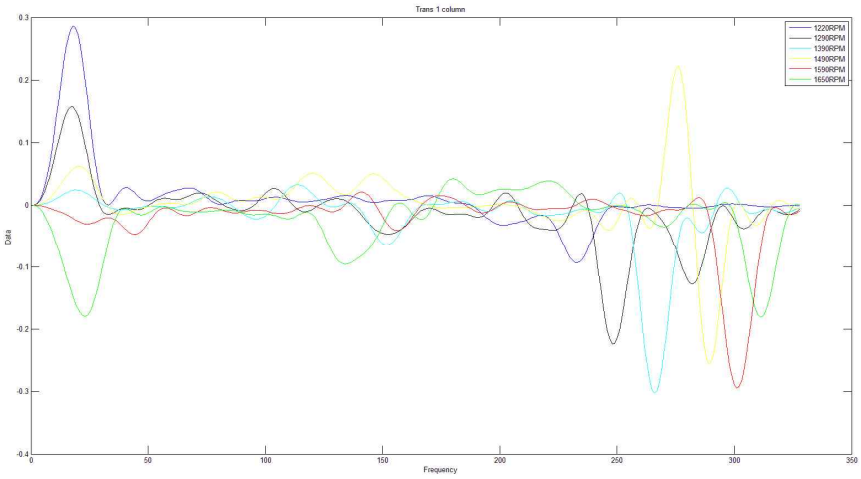


그림 188 각 RPM별 변환 행렬의 1열

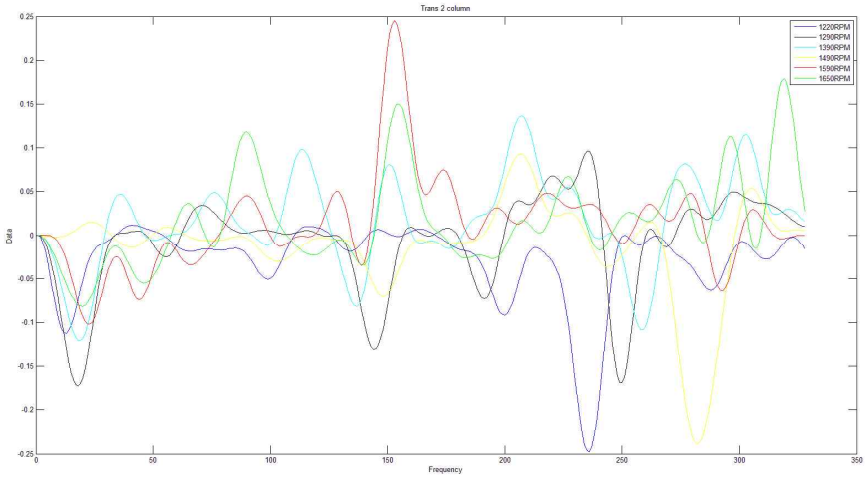


그림 189 각 RPM별 변환 행렬의 2열

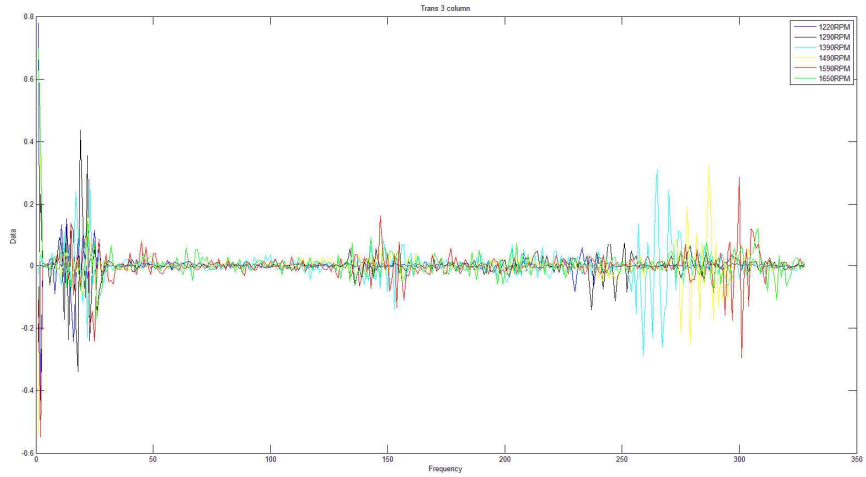


그림 190 각 RPM별 변환 행렬의 3열

하지만 RPM에 따라 ANPSD가 비선형적으로 바뀌므로 이에 따라 해당 RPM에서 분산이 가장 커지는 방향 벡터를 구하는 변환 행렬도 비선형적으로 바뀌게 된다. 따라서 본 실험을 통해 측정된 RPM이 아니거나 RPM이 가변하는 경우에도 고장을 진단하기 위해서는 PCA를 도출하는데 필요한 각 RPM별 평균 ANPSD값과 변환 행렬에 대하여 보간을 수행해 줄 필요가 있다.

- 보간을 통한 RPM별 데이터 도출

본 연구에서는 지상 실험을 통해 1220RPM, 1290RPM, 1390RPM, 1490RPM, 1590RPM, 1650RPM에서 정상, 고장상태(좌측/우측 힌지 탈거)의 진동 신호를 취득하였다. 이를 10RPM 단위로 1220RPM에서 1650RPM 사이에 44개의 구간으로 나누어 앞서 구한 평균화된 ANPSD와 변환행렬을 보간하였다. 보간을 수행한 각각의 데이터를 RPM, Frequency, Magnitude의 축으로 도시하면 그림 191, 그림 192, 그림 193, 그림 194와 같다.

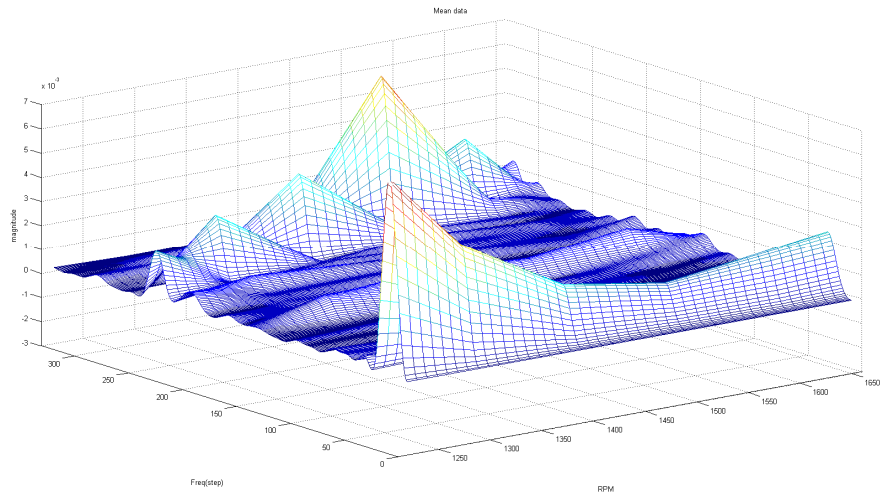


그림 191 평균화 된 ANPSD(보간)

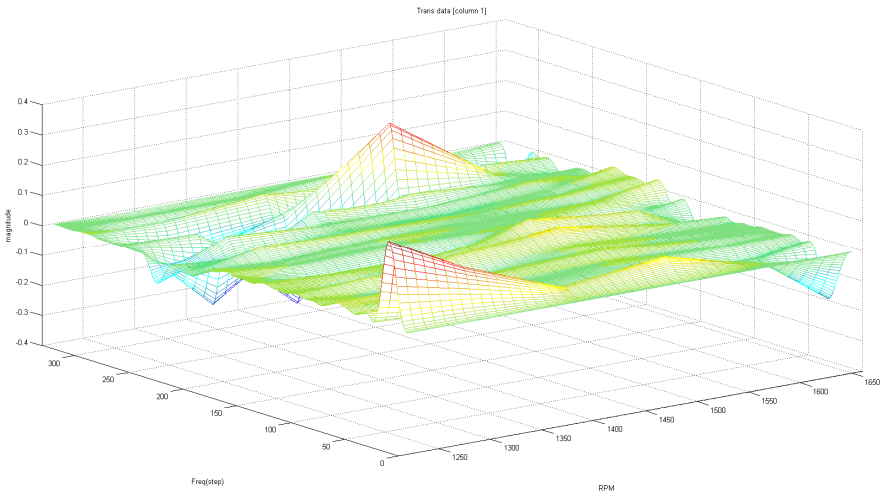


그림 192 변환 행렬의 1열(보간)

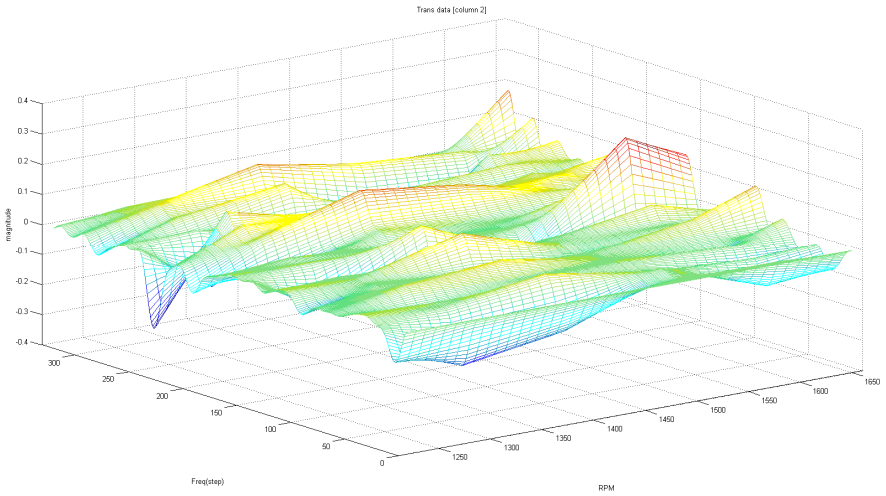


그림 193 변환 행렬의 2열(보간)

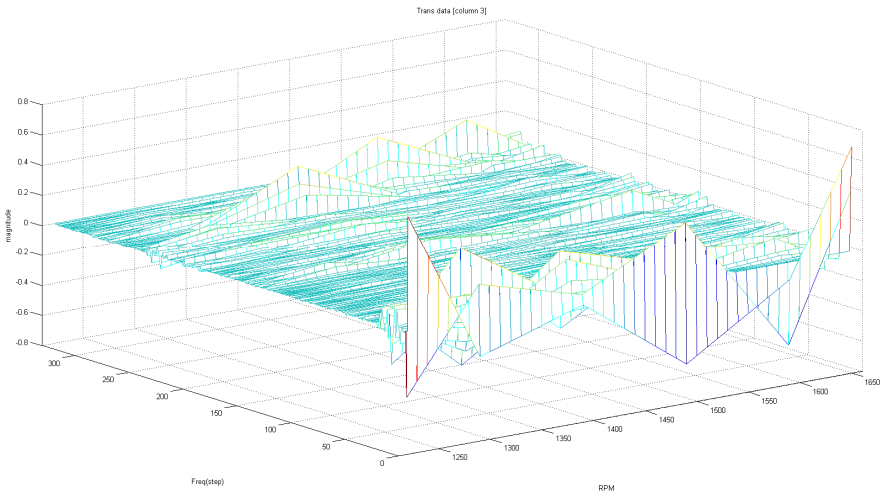


그림 194 변환 행렬의 3열(보간)

이렇게 구한 평균화된 ANPSD와 변환행렬 테이블을 통해 RPM에 상관없이 고장을 검출할 수 있을 것으로 판단된다.

② PCA 결과

앞서 구한 평균화된 ANPSD와 변환행렬을 이용하여 특정 RPM별, 특정 상태별로 60초간 취득한 데이터를 연산하여 PCA를 수행한 결과는 그림 195, 196, 197, 198과 같다. 각 데이터 세트는 116개의 PCA 결과를 도시하고 있다.

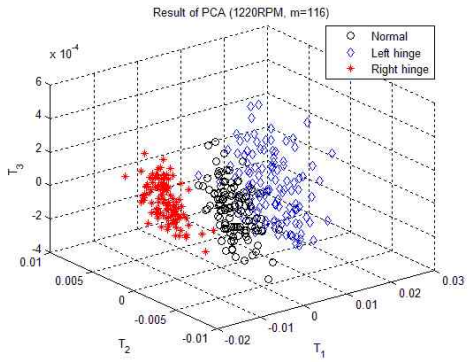


그림 195 PCA 결과 (1220RPM)

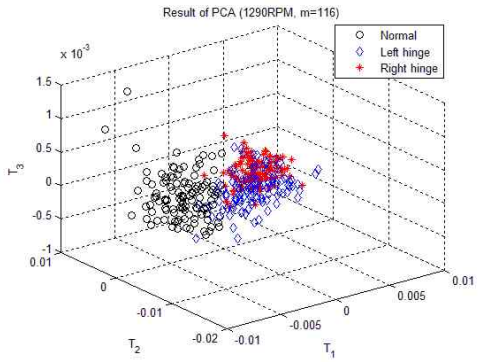


그림 196 PCA 결과 (1290RPM)

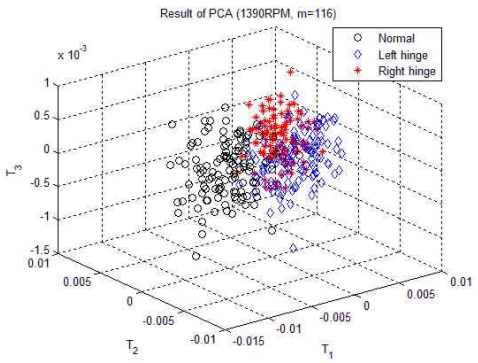


그림 197 PCA 결과 (1390RPM)

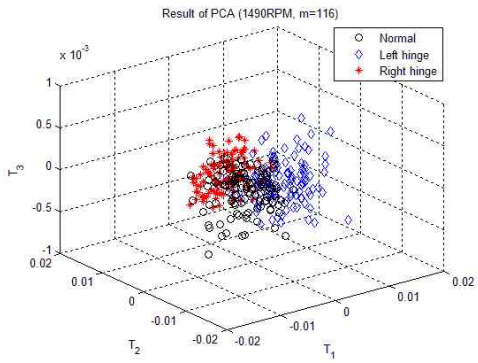


그림 198 PCA 결과 (1490RPM)

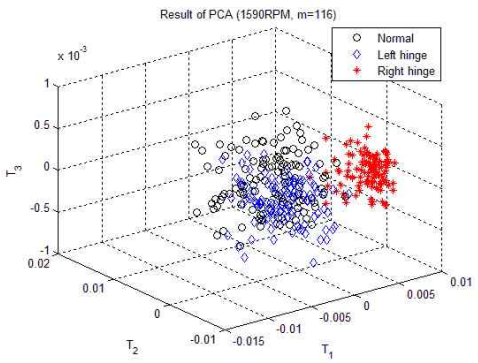


그림 199 PCA 결과 (1590RPM)

그림 195, 196, 197, 198, 199의 결과를 보다 용이하게 이해하기 위해 다른 각도에서 그래프를 도출해보면 다음과 같다.

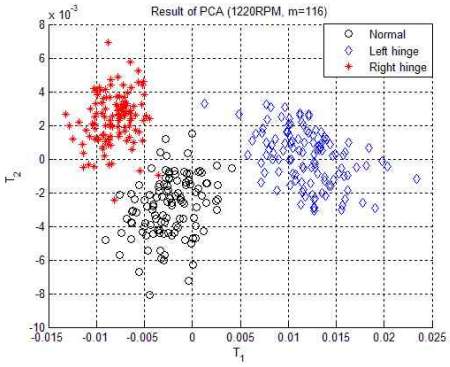


그림 200 PCA 결과 (1220RPM)

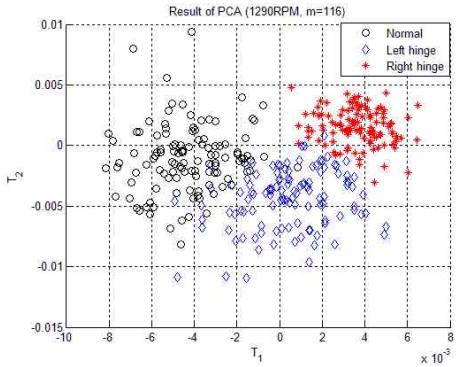


그림 201 PCA 결과 (1290RPM)

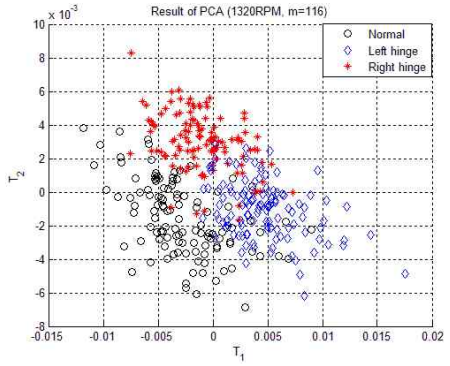


그림 202 PCA 결과 (1390RPM)

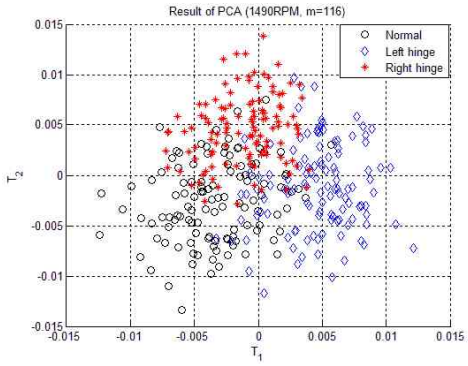


그림 203 PCA 결과 (1490RPM)

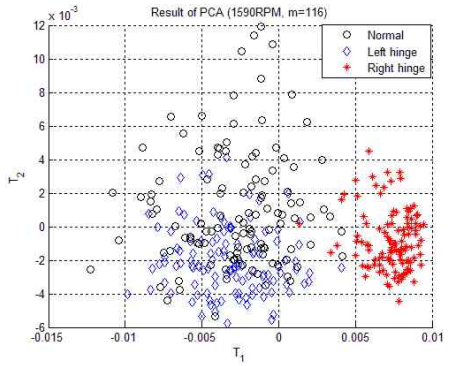


그림 204 PCA 결과 (1590RPM)

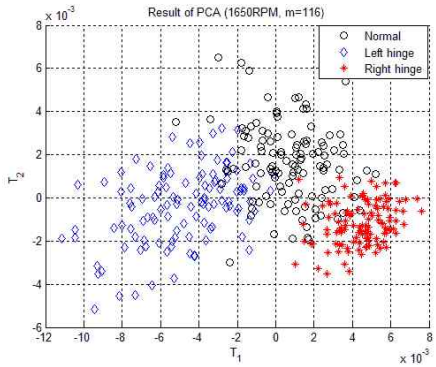


그림 205 PCA 결과 (1650RPM)

그림 200, 201, 202, 203, 204, 205의 결과에 의하면 모든 RPM에 대하여 PCA를 수행하였을 때에 정상인 경우와 힌지의 고장인 경우를 구별하는 경향성

이 분명히 존재하는 것을 확인할 수 있다. 따라서 이와 같은 모형 실험의 결과는 실제 항공기에서도 이와 같은 경향성을 가진다고 가정하였을 때 RPM에 따라서 고장 검출 및 진단을 수행 시 축별로 가중치를 두어 고장 검출 및 진단의 정확도를 향상시킬 수 있는 여지가 있다는 것을 보여준다.

③ 고장 검출 결과

앞서 구한 PCA 결과를 통해 고장 검출을 수행하기 위해 PCA 기반 엔진 및 조종면 고장/안전 진단 알고리즘을 이용하였다. 검출 임계값을 도출하기 위해 정상상태의 PCA결과와 이의 평균값과의 거리를 순서대로 도시한 결과와 각 상태의 PCA 결과에 따른 고장 검출 결과(1290RPM)는 다음과 같다.

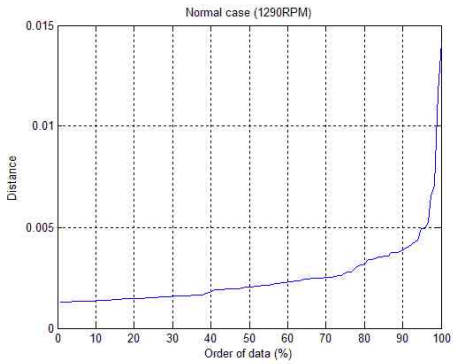


그림 206 검출 임계값 도출

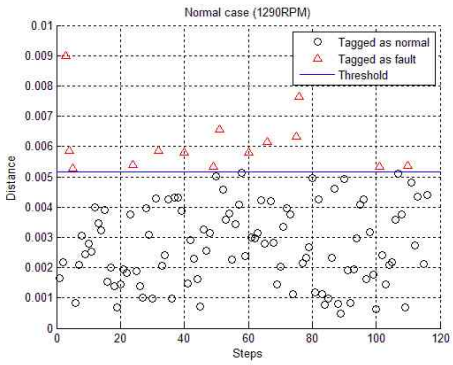


그림 207 고장 검출 결과(정상)

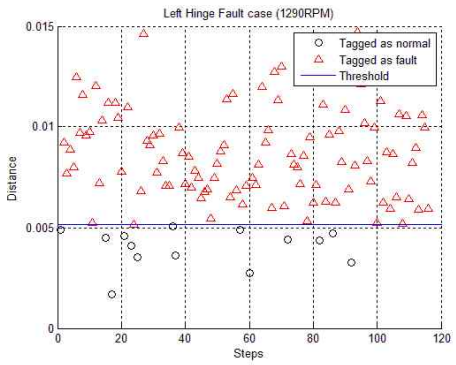


그림 208 고장 검출 결과
(좌측 힌지 탈거)

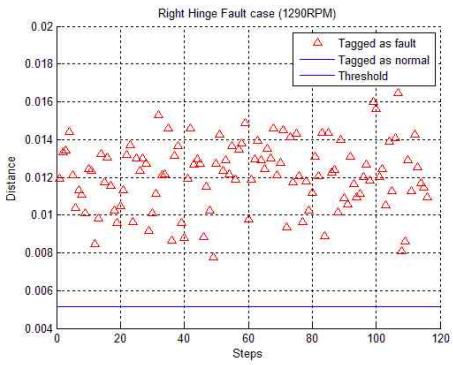


그림 209 고장 검출 결과
(우측 힌지 탈거)

앞서 언급했듯이 검출 오류 허용한계를 5%로 설정하여 검출 임계값을 설정하였고 이를 적용하면 1290RPM에서의 검출 임계값은 약 0.00515가 된다. 그림 207, 208, 209는 검출 임계값에 의해 각 상태별로 시간 순으로 고장 검출을 수행한 결과이다. 이 때, 보다 용이한 고장 검출을 위해 PCA 각 축에 가중치를 두어 정확도를 향상하였다.

정상상태에서 고장 검출을 수행한 그림 207과는 달리 고장상태에서의 고장 검출을 수행한 그림 208과 209에는 검출 임계값을 상회하는 검출 잔차들이 다수 도출되는 것을 확인할 수 있다. 검출 임계값을 넘는 검출 잔차가 총 검출 잔차의 개수의 30%를 넘으면 고장으로 판단할 수 있다고 설정하면 그림 208과 209의 경우 알고리즘에서는 고장 검출 flag를 생성하게 된다. 이러한 경우 고장 분리 알고리즘을 수행하게 되며 어떤 종류의 고장인지를 판단하게 된다.

또한 시간의 흐름에 대해서 힌지의 고장이 장기간에 걸쳐서 느리게 진행된다고 가정하면 수초동안 힌지의 상태는 거의 일정하다고 볼 수 있고 이러한 가정을 이용하여 일정시간 동안 고장 검출 결과를 합계한 후에 가장 많이 선택된 상태를 현재의 상태로 추정한다면 간헐적으로 발생하는 검출 오류를 효율적으로 줄일 수 있을 것으로 판단된다.

앞서 적용한 1290RPM에서의 검출 임계값을 도출하는 과정과 각 상태의 PCA 결과에 따른 고장 검출 과정을 1390RPM에도 적용하였고 이는 그림 210, 211, 212, 213과 같다.

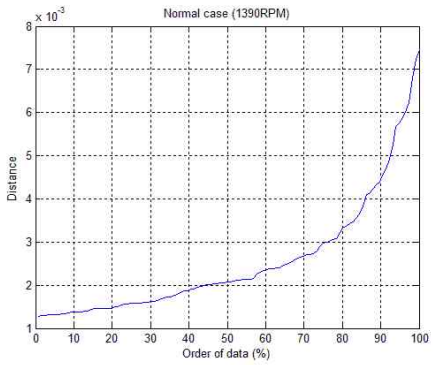


그림 210 검출 임계값 도출

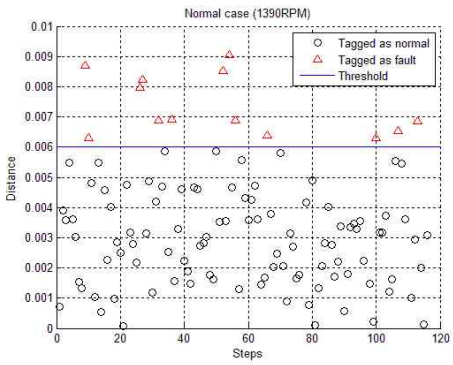


그림 211 고장 검출 결과(정상)

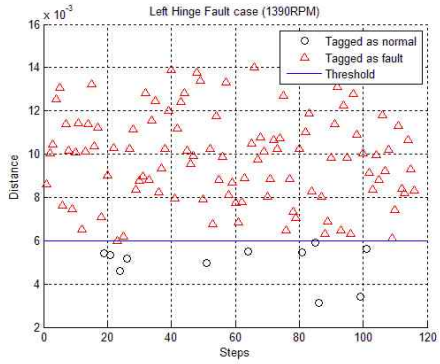


그림 212 고장 검출 결과
(좌측 힌지 탈거)

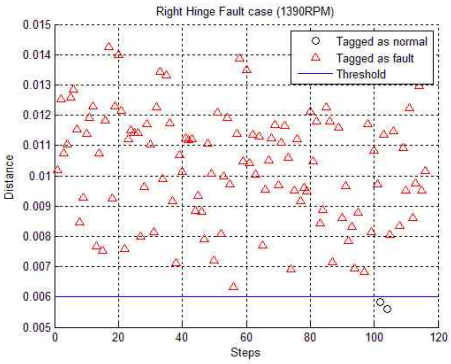


그림 213 고장 검출 결과
(우측 힌지 탈거)

1390RPM의 경우 검출 임계값은 0.6이며 고장 상태의 경우 30%이상의 검출 잔차들이 검출 임계값을 넘어 고장 검출이 가능함을 확인할 수 있다. 1290RPM과 1390RPM에서 고장을 검출하는데 필요한 검출 임계값과 검출 잔차를 도출하는데 적용되었던 가중치를 각각 보간하고 앞서 보간한 데이터들을 이용하면 임의의 RPM 구간에서도 고장 검출이 가능하다.

④ 고장 진단 결과

- PCA 결과 비교

앞서 수행한 고장 검출 알고리즘에서 고장이 검출되면 정상상태를 제외하고 고장 상태의 데이터만 이용하여 고장 진단을 수행한다. 즉, 고장 상태의 데이터만을 이용한 변환 행렬을 적용하여 PCA 결과를 도출하고 미리 구한 진단 임계값을 통해 고장의 종류를 판별한다. 앞서 고장을 검출한 1290RPM과 1390RPM에서의 고장 상태 PCA 결과는 다음과 같다.

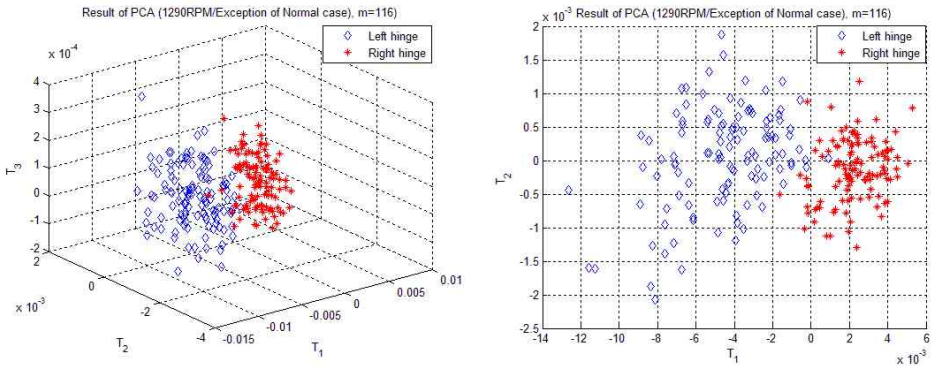


그림 214 PCA 결과 (1290RPM)

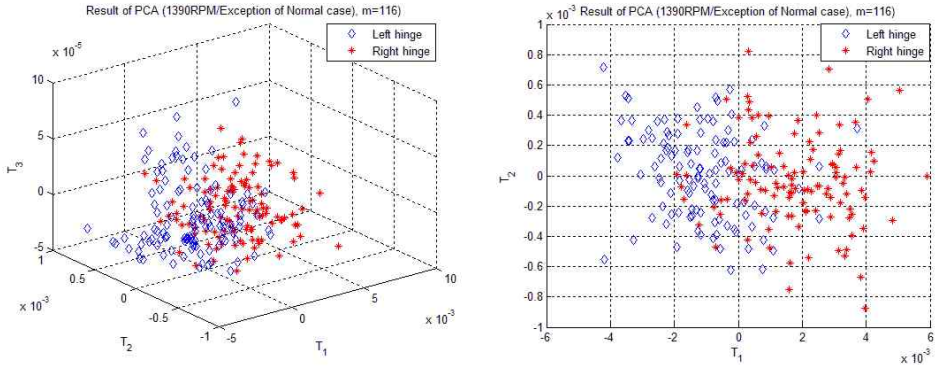


그림 215 PCA 결과 (1390RPM)

그림 214과 215를 통해 좌측 힌지 탈거 상태와 우측 힌지 탈거 상태의 PCA 결과가 T_1축을 따라 경향성이 있게 배치되어있는 것을 확인할 수 있으며, T_1축에 각각의 PCA 결과를 사영하여 각 고장상태 평균의 중간값을 진단 임계값으로 선정하였다. 이러한 방법으로 1290RPM에서는 -0.0011, 1390RPM에서는 0.0003의 진단 임계값을 도출할 수 있다.

- 고장 진단 결과 비교

각각의 진단 임계값을 해당 RPM별 고장 데이터에 적용한 결과는 다음과 같다.

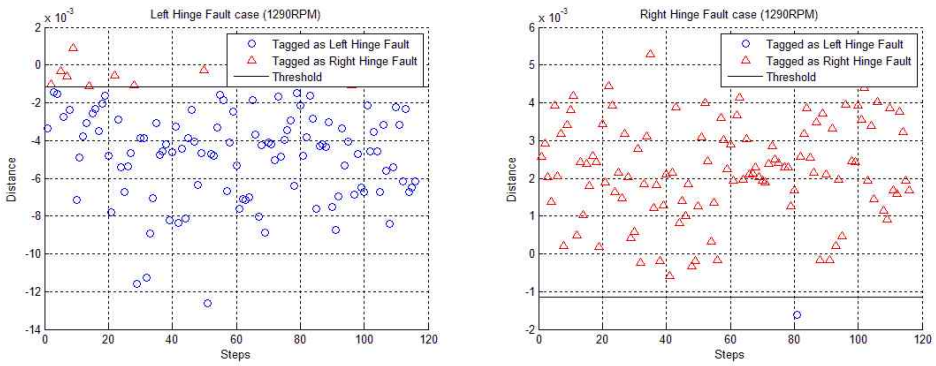


그림 216 고장 진단 결과(1290RPM, 좌측 고장(좌), 우측 고장(우))

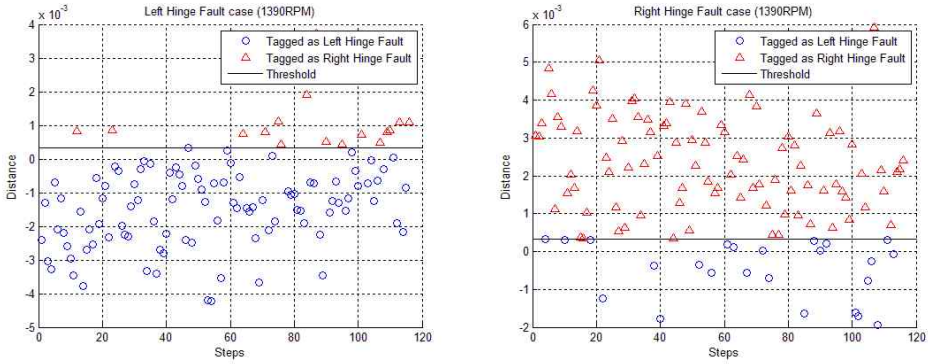


그림 217 고장 진단 결과(1390RPM, 좌측 고장(좌), 우측 고장(우))

그림 216과 217를 통해 각 RPM별 정의한 진단 임계값을 기준으로 각 상태의 검출 잔차들이 50%이상 배치되어 좌측과 우측의 고장이 확연히 분리가 되는 것을 확인할 수 있다. 또한 앞서 구한 보간된 데이터들과 함께 진단 임계값의 보간값을 이용하면 임의의 RPM 구간에서도 고장 진단이 가능하다.

(다) 실기 비행 시험 데이터 분석

실제 항공기에 고장 인가는 현실적으로 불가능하기 때문에 취득 된 데이터는 알고리즘의 데이터베이스 구축에 이용하고자 한다. 계측된 데이터 분석 내용은 엔진과 조종면에서 계측된 가속도 센서 데이터이다. 여기서 특성 주파수 분석을 통한 엔진 고장/안전 진단 알고리즘을 이용하여 엔진 데이터를 분석하였으며, PCA 기반 고장/안전 진단 알고리즘을 이용하여 엔진과 조종면 데이터를 분석하였다.

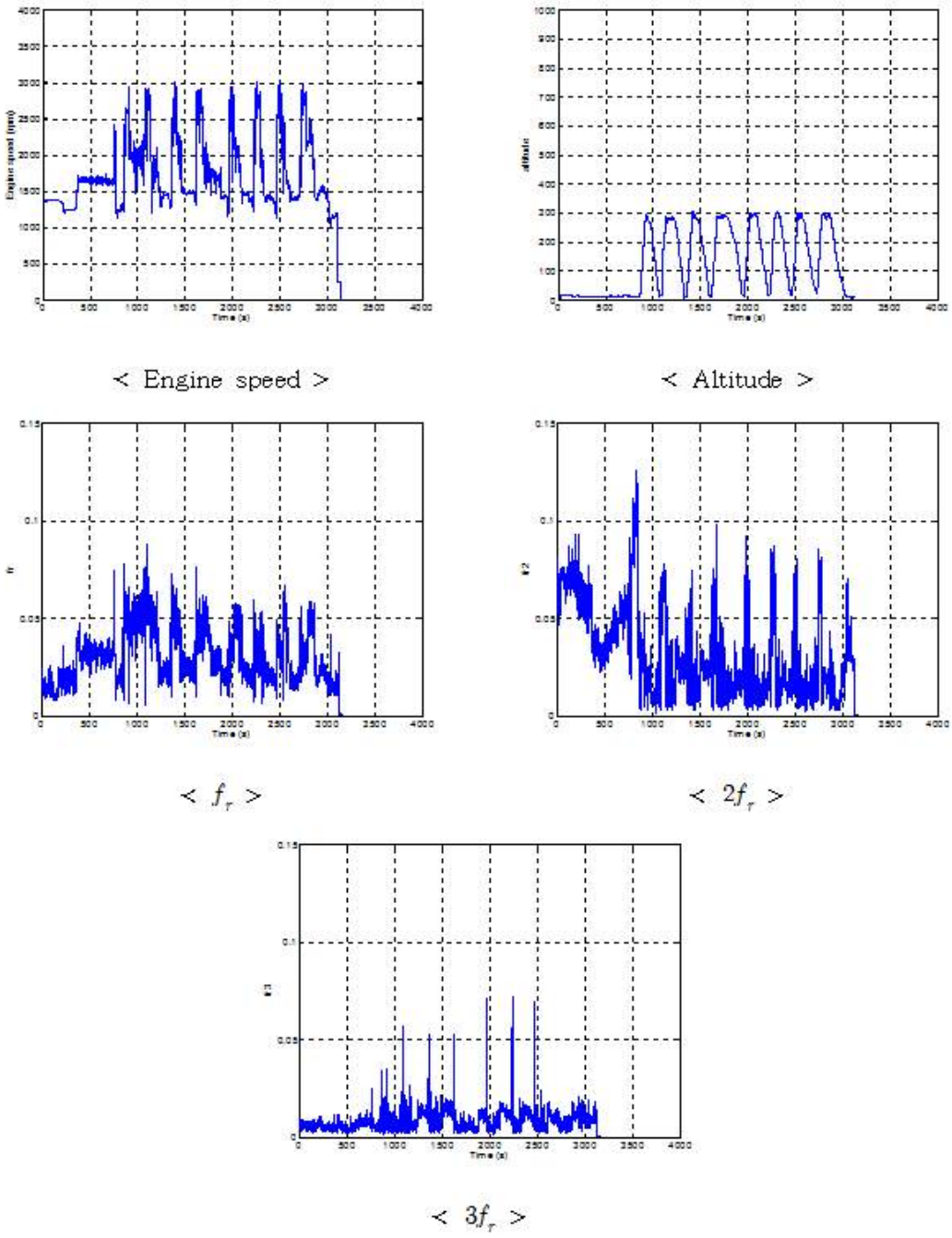


그림 218 실기 데이터 특성 주파수 분석 결과 (Sortie 11-2)

개발한 고장 알고리즘을 적용하기 위해 엔진과 조종면쪽의 데이터를 ANPSD, PCA를 구하였다. PCA의 경우는 T1-T2 축과 T1-T3 축으로 데이터를 표현하였다. PCA에서 빨간색 선은 Sortie11-2부터 Sortie18 전체 데이터로 뽑아낸 PCA data이고 파란색 점은 Sortie12의 PCA data이다.

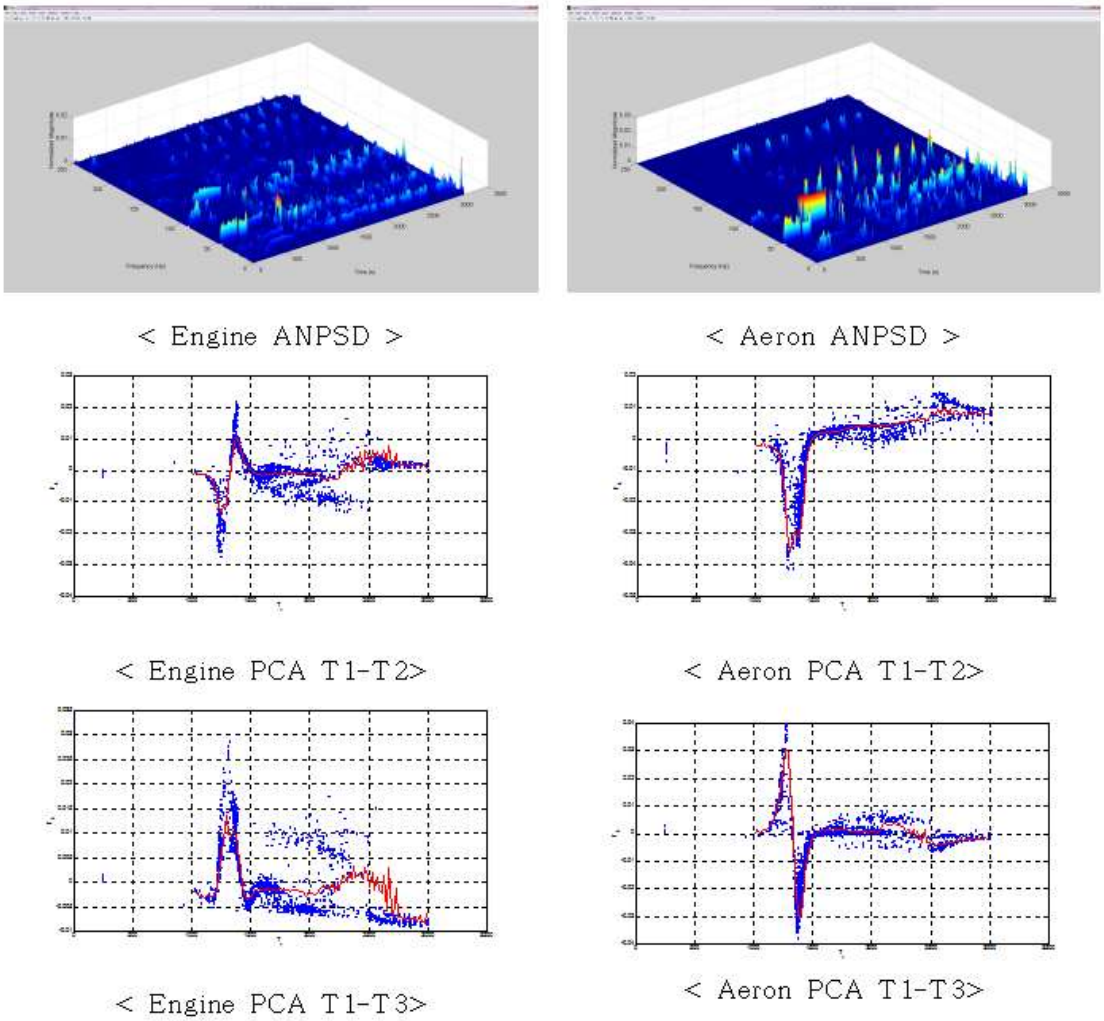


그림 219 PCA 기반 엔진 및 조종면 고장/안전 진단 알고리즘 분석 결과 (Sortie 11-2)

아래 표는 각 Sortie에서의 f_r, $2f_r$, $3f_r$, Engine speed 평균값을 정리하였다.

표 37 각 Sortie별 특성 주파수 분석 결과

	Sortie 11-2	Sortie 12	Sortie 13	Sortie 14	Sortie 15	Sortie 16	Sortie 17	Sortie 18
f_r	0.0309	0.0267	0.0267	0.0163	0.0140	0.0137	0.0129	0.0136
$2f_r$	0.0338	0.0236	0.0190	0.0178	0.0140	0.0150	0.0137	0.0147
$3f_r$	0.0086	0.0085	0.0075	0.0089	0.0084	0.0073	0.0070	0.0072
Engine speed	1728.3	1815.2	1977.5	1870.2	1784.3	1897.1	1794.6	1717.1

Sortie 11-2부터 Sortie 18까지의 시험 비행데이터와 Sortie 11-2를 비교했을 때 특성주파수와 PCA가 거의 비슷한 것을 확인할 수 있었다. 이는 Sortie 11-2 데이터가 엔진이나 조종면의 결함이 없는 데이터로 판단될 수 있다.

현재 정상적인 데이터를 가지고 특성 주파수와 PCA를 구하였지만, 추후에는 엔진과 조종면의 노화나 결함이 있을 경우의 데이터를 얻게 되면 이런 정상상태에서의 데이터베이스를 바탕으로 엔진 이상 유무를 판단할 수 있을 것으로 예상된다.

(5) 결론

개발한 항공기 고장 검출 및 진단 알고리즘은 심각한 인명 피해를 방지할 수 있는 실시간 안전진단 기술의 핵심적인 분야이므로 이를 개발하는 것은 매우 중요하다고 판단된다. 그리고 항공 산업의 부가가치 창출에 크게 기여할 수 있으며 대형 항공사고를 예방하여 인명, 재산피해 및 복구비용을 절감할 수 있을 뿐 아니라 항공기에 대한 일반인의 신뢰도를 향상시킴으로서 긍정적인 효과를 나타낼 수 있을 것 이다. 그리고 신뢰성의 확보가 매우 중요한 무인 항공기나 첨단 항공 임베디드 소프트웨어에 대한 연구에 응용되거나 시너지 효과를 얻을 수 있다. 또한 자동차나 선박과 같은 시스템도 항공기와 유사한 면이 있으므로 본 연구에서 수행된 결과를 활용할 수 있을 것이라 판단된다.

3. 실시간안전진단(HUMS) 시스템의 DO-178B 소프트웨어 모사인증 수행

소프트웨어 모사인증은 추후 HUMS 프로세서가 부가형식 증명(STC) 신청 필요한 일련의 인증관련 프로세스를 위한 개발 업무로써 인증을 위한 과정과 동일하게 산출물을 제출하는 과정을 수행하였다. 사업단 과제를 수행하고 있는 항우연 인증센터와 소프트웨어 인증 기술을 주관하고 있는 서울대와 협의체를 구성하여 인증 철자를 수행하였다.

가. DO-178B 프로세스와 산출물

프로세스는 프로젝트에서 어떤 테스크를 수행하기 위해서 따라야 하는 일련의 절차라고 할 수 있다. 프로세스에는 이러한 절차들을 수행하기위한 가이드라인도 포함하게 된다.

DO-178B에서 정의하는 프로세스는 크게 소프트웨어 계획 프로세스, 소프트웨어 개발 프로세스, 소프트웨어 검증 프로세스, 기타 공통 프로세스로 나눌 수 있다. 각 프로세스마다 작성되어야 할 산출물들을 정의하고 있다.

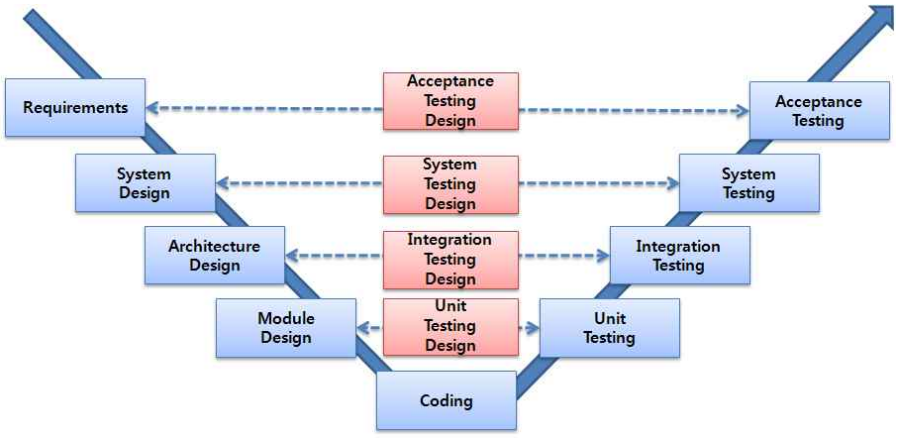


그림 220 V-model

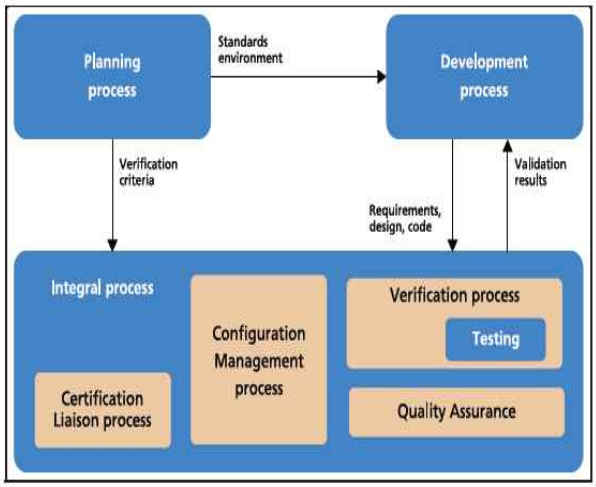


그림 221 DO-178B 프로세스 구조

나. 소프트웨어 계획 프로세스

소프트웨어 계획 프로세스는 시스템 요구사항을 기반으로 프로젝트를 계획하고 각종 계획문서를 작성하는 단계이다.

표 38 소프트웨어 계획 프로세스

소프트웨어 계획 프로세스	
▪ 소프트웨어 인증 계획 ▪ 소프트웨어 개발 계획 ▪ 소프트웨어 검증 계획 ▪ 소프트웨어 형상관리계획 ▪ 소프트웨어 품질보증계획	▪ 소프트웨어 인증 계획서 (Plan for software aspects of certification: PSAC) ▪ 소프트웨어 개발 계획서 (Software development plan: SDP) ▪ 소프트웨어 검증 계획서 (Software verification plan: SVP) ▪ 소프트웨어 형상관리 계획서 (Software configuration management plan: SCMP) ▪ 소프트웨어 품질보증 계획서 (Software quality assurance plan: SQAP)
▪ 소프트웨어 요구사항 표준 확립 ▪ 소프트웨어 설계 표준 확립 ▪ 소프트웨어 코딩 표준 확립	▪ 시스템 요구사항(System requirements) ▪ 소프트웨어 요구사항 표준서 (Software requirements standard: SRS) ▪ 소프트웨어 설계 표준서 (Software design standard: SDS) ▪ 소프트웨어 코딩 표준서 (Software code standard: SCS)

(1) 시스템 요구사항(System requirements)

시스템의 요구사항이나 분석서, 설계(기준)서 등의 명세는 구현 하고자 하는 소프트웨어를 가능한 오해 없도록 명확히 표현하는 것이 무엇보다 중요하다. 여기에 다양한 표현 방식들이 활용되고 있다. 특히 최근에 UML(Unified Modeling Language)을 많이 사용하고 있다.

(2) 소프트웨어 코딩 표준 확립

DO-178B에서는 소프트웨어 코딩 표준을 수립하고 이를 준수하여 실제 프로그램을 작성하는 활동을 하도록 하고 있다. 특히 MISRA-C : 2004 Guidelines for the use of the C language in critical systems 는 자동차 산업 및 수송 수단 제조업체 소프트웨어 엔지니어들 간의 커뮤니티인 MISRA(The Motor Industry Software Reliability Association)에서 안전하고 신뢰성 있는 소프트웨어를 임베디드 시스템 내에 적용, 재사용, 개발에 도움을 제공하기 위해 만든 코딩 표준서로 자동차산업을 넘어 고도의 신뢰성이 요구되는 의료, 항공등의 분야 까지 보급되고 있다.

MISRA에서는 개발자들의 경험과 성공사례, 그리고 노하우를 공유하기 위해 사례들을 관리 및 수정, 보완하고 이와 관련 있는 책들을 출판하고 있다.

다. 소프트웨어 개발 프로세스

표 39 소프트웨어 개발 프로세스

소프트웨어 개발 프로세스	
▪ 소프트웨어 요구사항 분석 프로세스 ▪ 소프트웨어 설계 프로세스 ▪ 소프트웨어 코딩(구현) 프로세스 ▪ 소프트웨어 통합 프로세스	▪ 소프트웨어 요구사항 데이터 (Software requirements data, SRD) ▪ 소프트웨어 설계 기술서 (Software design description, SDD) ▪ 소스코드 ▪ 실행 가능한 오브젝트 코드

개발 프로세스를 위한 수명주기는 설계(design), 코딩(coding), 통합(integration)과 같은 활동으로 이루어져 있다. 설계 단계는 기본설계와 세부설계, 고수준설계와 저수준설계 또는 시스템설계와 아키텍처설계와 모듈 설계로 나누어

지기도 한다. 프로세스를 지향하는 DO-178B에서는 개발 프로세스 수행을 위해서는 각 단계가 어떻게 수행되는지 설명한 자료와 함께 각 단계를 위해 정의된 상세한 프로세스를 가지는 것으로 특정 방법론을 계획 단계에서 개발표준으로 정의하고 있고, 그 다음에는 프로세스를 위한 지원 자료와 함께 이를 따라 개발 프로세스를 수행한다.

라. 소프트웨어 검증 프로세스

표 40 소프트웨어 검증 프로세스

소프트웨어 검증 프로세스	
▪ 요구사항, 설계, 코드에 대한 검토 ▪ 실행 오브젝트에 대한 시험 ▪ 코드 커버리지 분석 ▪ 소프트웨어 테스트(단위/통합/시스템/인수 테스트)	▪ 소프트웨어 시험 절차서 (Software verification cases and procedures, SVCP) ▪ 소프트웨어 시험 결과서 (Software verification results, SVR) - 모든 요구사항, 설계, 코드에 대한 검토 결과 - 모든 실행 오브젝트에 대한 시험 결과 - 코드 커버리지 분석 결과 ▪ 결함 보고서

각각의 Testing 레벨은 서로 독립되어있으며, 테스트 레벨마다 계획과 전략이 필요하고, 수행하는 주체가 일반적으로 다르고, 적용하는 테스트 기법의 종류나 형태 또한 다르게 적용된다.

(1) 정적 Testing과 동적 Testing

소프트웨어 공학에서 말하는 Testing은 일반적으로 생각하는 Testing의 개념과는 달리 개발 초기에 개발 중간 산출물을 리뷰(Review)하고 인스펙션(Inspection)의 형태로 검토하는 것도 포함하고 있다. 실제로 작성한 실행코드가 실행되는지의 여부에 따라서 정적 Testing과 동적 Testing으로 구분된다.

표 41 정적Testing과 동적 Testing 비교

항목	정적Testing(Static Testing)	동적Testing(Dynamic Testing)
정의	실제 제품이 구현되기 전에 요구사항 정의서, 설계서, 코드 등의 개발 중간 산출물(Work Produ- cts)을 실행 없이 분석하는 것	코드를 직접 실행시켜보면서 소프트웨어가 예상대로 동작하는지의 여부를 Testing 하는 방법, 일반적으로 알고 있는 테스트
테스트 방법	리뷰(Review) 코드 인스펙션(Inspection) 워크 스루(Walk through) 동료 검토(Peer Review)	블랙박스 테스트 - 시스템 테스트, 인수 테스트 화이트박스 테스트 - 단위 테스트, 통합 테스트 자동화 테스트

(2) 검증(Validation)과 확인(Verification)

소프트웨어 수명주기와 관련하여 품질 관리 활동으로 Validation과 Verification (V&V)로 나눌 수 있다. Validation 활동은 '올바른 제품을 만들고 있는가?'의 관점에서 접근하는 활동이고, Verification 활동은 '제품을 올바르게 만들고 있는가?'의 관점에서 접근하게 된다. 그 특징을 살펴보면 아래 표와 같다.

표 42 Validation과 Verification

분류	Verification(검증)	Validation(확인)
정의	개발단계의 산출물이 그 단계의 초기에 설정된 조건을 만족하는지 여부를 결정하기 위해 구성 요소나 시스템을 평가하는 프로세스	명시된 요구사항들을 만족하는지 여부를 확인하기 위해 개발단계 말이나 중간에 구성요소나 시스템을 평가하는 프로세스
특징	인간에 의한 Testing 주로 산출물 위주의 검토형태 정적인 테스트과정 예방과정 2~3 사람이나 그룹에 의한 활동 internal process	컴퓨터 기반 Testing 실제적으로 소프트웨어를 실행 다이나믹한 테스트과정 수정과정 평가자나 사용자에 의한 활동
종류	인스펙션, 워크스루, 동료검토 1. 주기검증 : 개발 주기의 특정 단계에서 제작된 생산 제품이 그 이전 단계에서 설정한 규격들을 어느 정도 충족시키는지를 결정하는 과정 2. 형식 검증 : 원시 부호가 규격에 맞게 작성 되었는지를 수학적으로 엄격하게 증명하는 과정	하위 레벨 Testing - 단위 Testing과 통합Testing 상위레벨 Testing - 사용성 Testing 기능Testing - 시스템 Testing - 인수 Testing

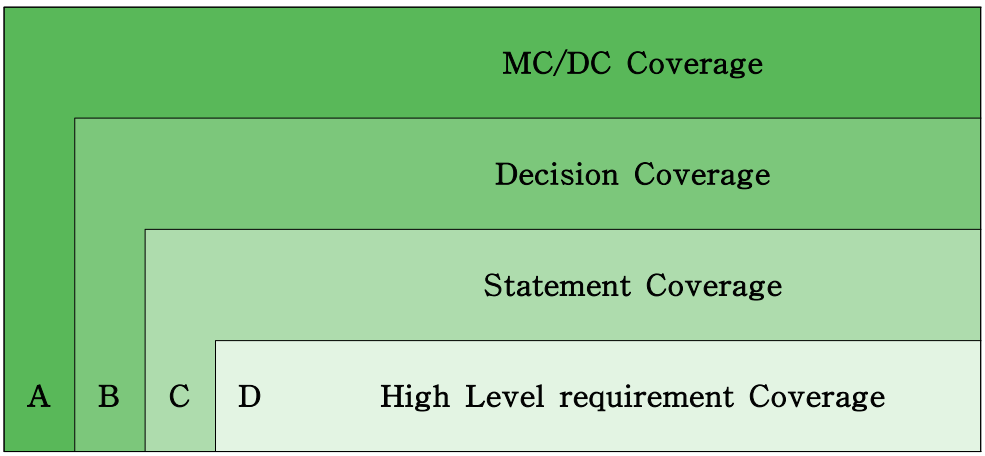


그림 222 레벨에 따른 커버리지 분석

마. 소프트웨어 형상관리 프로세스

형상관리의 첫 번째 목적은 프로젝트나 제품의 전체 수명주기에 걸쳐 시스템이

나 소프트웨어 제품의 흠이 없는 온전한 상태를 유지하고 확립하기 위함이다. 프로젝트에서 프로그램의 변화는 여러 가지 상태 변화를 통해서 이루어진다. 프로그램의 반복적인 변화를 관리하기 위해서는 프로그램에 대한 상태 정보를 반드시 유지해야 한다. 또 이 정보를 이용하여 테스터는 프로그램 단위 테스트시기 또는 통합 시스템 시기를 결정할 수 있게 된다.

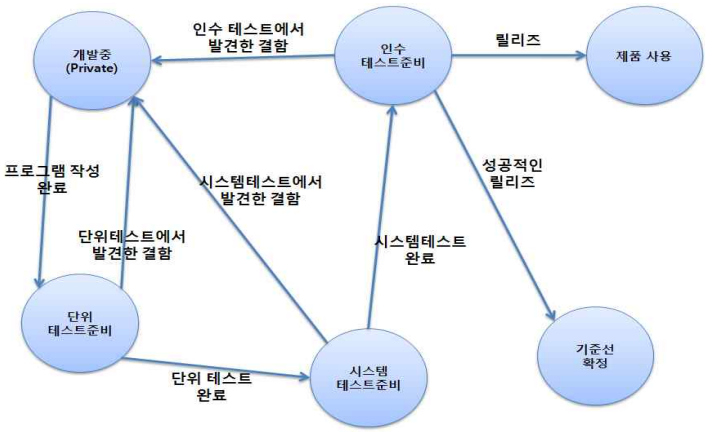


그림 223 형상관리 수명주기

표 43 소프트웨어 형상관리 프로세스

소프트웨어 형상관리 프로세스	
▪ 소프트웨어 형상 색인 관리 ▪ 소프트웨어 생명주기 환경 형상색인 관리 ▪ 소프트웨어 형상관리 데이터 - 소스코드 개발 환경 - 기타 개발 환경(예를 들어 시험 및 분석 도구) - 소프트웨어 통합 도구 - 모든 산출문서, 소프트웨어 및 하드웨어	▪ 소프트웨어 형상 색인 (Software configuration index, SCI) ▪ 소프트웨어 생명주기 환경 형상 색인 (Software life cycle environment configuration index, SECI) ▪ 소프트웨어 형상관리 기록 (Software configuration management Record, SCMR)

(1) 추적성(Traceability) 요건

소프트웨어 수명주기 각 프로세스별 산출물 들은 전방향(forward)과 역방향(backward) 양방향으로 추적이 가능하도록 추적이 가능해야 한다. 전방향 추적은

요구사항에 대해 기본/상세 설계, 코딩 등의 산출물까지 추적하는 것이고, 역방향은 반대로 산출물들로부터 요구사항까지 추적을 할 수 있는 것을 의미한다. 일반적으로 전방향 추적은 요구사항을 만족하도록 하기위해 꼭 필요한 요건이고, 역방향 추적은 변경이나 후행 테스트 등에 유용하다.

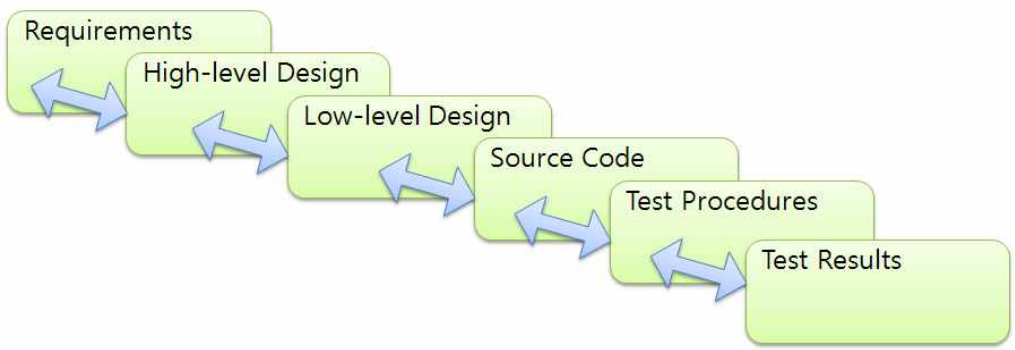


그림 224 소프트웨어 추적성

바. 소프트웨어 품질 보증 프로세스

품질 보증 프로세스를 통해서 프로젝트 전반에 걸쳐 DO-178B의 세부 요건들이 이행되고 있는지 적합성에 대한 검토(review)와 감사(audit)가 이루어지며, FAA나 DER이 인증을 하기 위해 필요한 데이터를 제공하는 역할을 수행한다.

표 44 소프트웨어 품질 보증 프로세스

소프트웨어 품질 보증 프로세스	
▪ 소프트웨어 품질 보증 기록 ▪ 소프트웨어 적합성 검토 ▪ 소프트웨어 개발 실적 요약	▪ 소프트웨어 품질 보증 기록 (Software quality assurance records, SQAR) ▪ 소프트웨어 적합성 검토 (Software conformity review, SCR) ▪ 소프트웨어 개발실적 요약서 (Software accomplishment summary, SAS)

4. 실시간 안전진단 시스템 검증 절차 수행

가. 검증 절차 수립

실시간 안전진단 시스템 검증 절차는 총 4단계의 시험평가 단계를 수행한다.



그림 225 실시간 안전진단 시스템 시험평가 절차

1단계인 분석단계에서는 요구조건 분석 및 환경조건을 분석하여 HUMS의 체계 규격서를 도출한다. 단품 성능 시험을 위한 시험 항목을 도출하고, 항공용 환경시험 규격인 DO-160F의 환경시험 항목을 선정한다. 그리고 운용시험을 위한 지상시험 절차 및 규정을 검토한다.

2단계인 계획단계에서는 시험범위 도출과 시험 일정을 수립한다. 그리고 시험항목을 도출하여 시험 별 계획을 수립한다. 성능 시험을 위한 시험 절차서 도출되어야 하고, 환경시험 계획 시 환경시험 계획서가 산출되어야 한다. 각 시험에 대한 정량적 지표를 도출하고 검토한다.

3단계인 시험단계에서는 2단계에서 도출된 항목인 시험을 실시하는 단계이다. 성능/환경/운용 시험등에 대한 정량적 지표를 시험하고, 시험을 통하여 성능을

검증하는 단계이다. 시험을 통하여 개선사항을 도출하고 각 시험의 시험 결과서를 산출한다. 환경시험 수행 시 환경시험 결과서가 제출되게 된다.

마지막 4단계인 평가단계에서는 성능시험 결과, 환경시험 결과 그리고 운용시험에 대한 결과를 검토하여 성능 만족 평가, 환경 만족 평가, 운용 시험 평가 등의 절차가 진행된다.

구분	성능
Power Module	• Digital Power - Input : +28V(±4V이상) - Output : ±15V, +5V • Analog Power - Input : +28V(±4V이상) - Output : +28, ±15V, +10V, +5V
Accelerometer Module	• 채널수 : 8개 • 입력전원 : +5V, ±15V • 최대 계측율 : 250KSPS(Sample Per Sec) • 특징 - 각 채널 LPF 적용 - 계측단 보호회로 적용
Strain Gauge Module	• 채널수 : 8개 • 입력전원 : +5V, +10V • 최대 계측율 : 250KSPS(Sample Per Sec) • 특징 - 각 채널 LPF 적용 - 계측단 보호회로 적용

구분	성능
PZT Module	• 채널수 : 8개 • 입력전원 : +5V • 최대 계측율 : 250KSPS(Sample Per Sec) • 특징 - 임피던스 계측 Driver IC 사용 - 세부사항 설정 가능
RTD Gauge Module	• 채널수 : 8개 • 입력전원 : +5V • 최대 계측율 : 250KSPS(Sample Per Sec) • 특징 - 각 채널 LPF 적용 - 계측단 보호회로 적용
Pressure Module	• 채널수 : 8개 • 입력전원 : +5V, +28V • 최대 계측율 : 250KSPS(Sample Per Sec) • 특징 - 각 채널 LPF 적용 - 계측단 보호회로 적용

그림 226 c-HUMS 모듈의 정량적 성능

나. 환경시험(DO-160F) 수행

환경시험 조직 및 구성은 아래와 같으며, HUMS의 H/W 검증을 위한 DO-160F 기반 환경시험을 수행하였다. 개발총괄 및 주관은 단암시스템즈에서 수행하며, 환경시험 수행 및 총괄은 한국산업기술시험원(KTL)에서 수행하였다. 그리고 환경시험 세부 시험 수행은 한국산업기술시험원의 주관 하에 한국산업기술시험원의 시험 장소와 국방과학연구소의 시험 장소에서 일부 수행되었다.

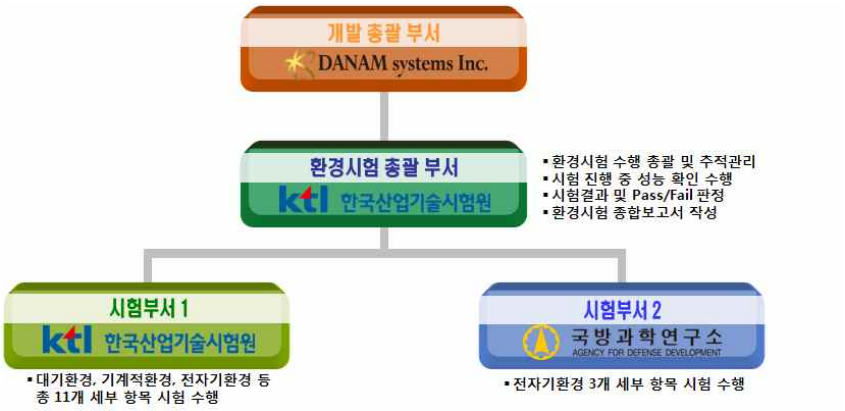


그림 227 환경시험 조직 및 업무

환경시험 항목은 DO-160F에서 장비의 장착위치에 의거하여 선정된 14종의 환경 기준을 수행하였으며, 세부 시험 항목에 대해서는 시험 준비 검토 회의 자료와 같다.

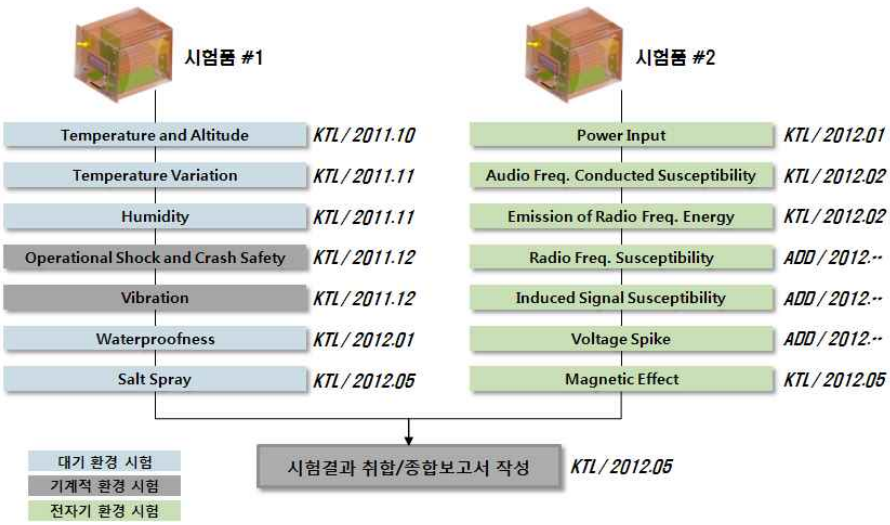


그림 228 c-HUMS 환경시험 항목 및 일정

시험 준비 검토회의(TRR)을 수행하여 환경시험(DO-160F) 및 지상 시험 수행 계획을 검토하였다. 상용화 장비(c-HUMS) 2차시제와 3차시제의 환경시험을 수행하였고, 도출된 환경 시험 항목을 모두 통과하여 장비의 환경 조건에 대한 검증 수행을 완료하였다.

시험항목/규격	시험결과 (Pass/Fail/예정)
Temperature and Altitude 온도/고도 시험 RTCA DO-160F Sec 4	Pass
Temperature Variation 온도변동 시험 RTCA DO-160F Sec 5	Pass
Humidity 습도 시험 RTCA DO-160F Sec 6	Pass
Operational Shocks and Crash Safety 운용 충격 및 충돌 안전 시험 RTCA DO-160F Sec 7	Pass
Vibration 진동 시험 RTCA DO-160F Sec 8	Pass
Waterproofness 방수 시험 RTCA DO-160F Sec 10	Pass
Salt Spray 염수분무 시험 RTCA DO-160F Sec 14	Pass

시험항목/규격	시험결과 (Pass/Fail/예정)
Magnetic Effect 자기영향 시험 RTCA DO-160F Sec 15	Pass
Power Input 전원입력 시험 RTCA DO-160F Sec 16	Pass
Voltage Spike 전압스파이크 시험 RTCA DO-160F Sec 17	Pass
Audio Frequency Conducted Susceptibility 오디오주파수 전도 민감성 시험 RTCA DO-160F Sec 18	Pass
Induced Signal Susceptibility 유도신호 민감성 시험 RTCA DO-160F Sec 19	Pass
Radio Frequency Susceptibility (Radiated and Conducted) 라디오주파수 민감성(방사/전도) 시험 RTCA DO-160F Sec 20	Pass
Emission of Radio Frequency Energy 라디오주파수 에너지 방출 시험 RTCA DO-160F Sec 21	Pass
Electrostatic Discharge 정전기 방전 시험 RTCA DO-160F Sec 25	Pass

그림 229 환경 시험(DO-160F) 수행 내역

다. 운용시험 수행

마지막으로 Test-bed 항공기(Jabiru-UL)에 탑재하여 알고리즘 개발 및 개발 프로세서 중 비행시험을 수행하였다. 총 4단계에 걸친 비행 시험을 계획하였으며, 1단계는 센서점검 및 동작시험, 2단계는 데이터 유효성 점검, 3단계는 기준 데이터 획득, 4단계는 데이터 누적시험을 수행하였으며, 총 74 Sortie를 수행하여 많은 시간의 비행 데이터를 확보하였다. 총 74 Sortie를 수행하며 100시간의 항공기 운용 데이터를 확보하였는데, 이는 항공기 일반 정비 주기에 해당하는 시간으로써, 일주기를 수행하며 변화하는 경향성의 데이터를 확보하기 위하여 계획을 수립하였다.



그림 230 운용시험 단계별 일정

수집된 비행데이터는 시편과 모형기를 이용해 개발된 알고리즘을 보완하고 상사성을 확인하는데 활용된다. 그리고 누적된 데이터를 이용하여 고장/안전 진단 CI Vaule를 설정하고 알고리즘 결과 값을 추이하는 자료로 활용된다.



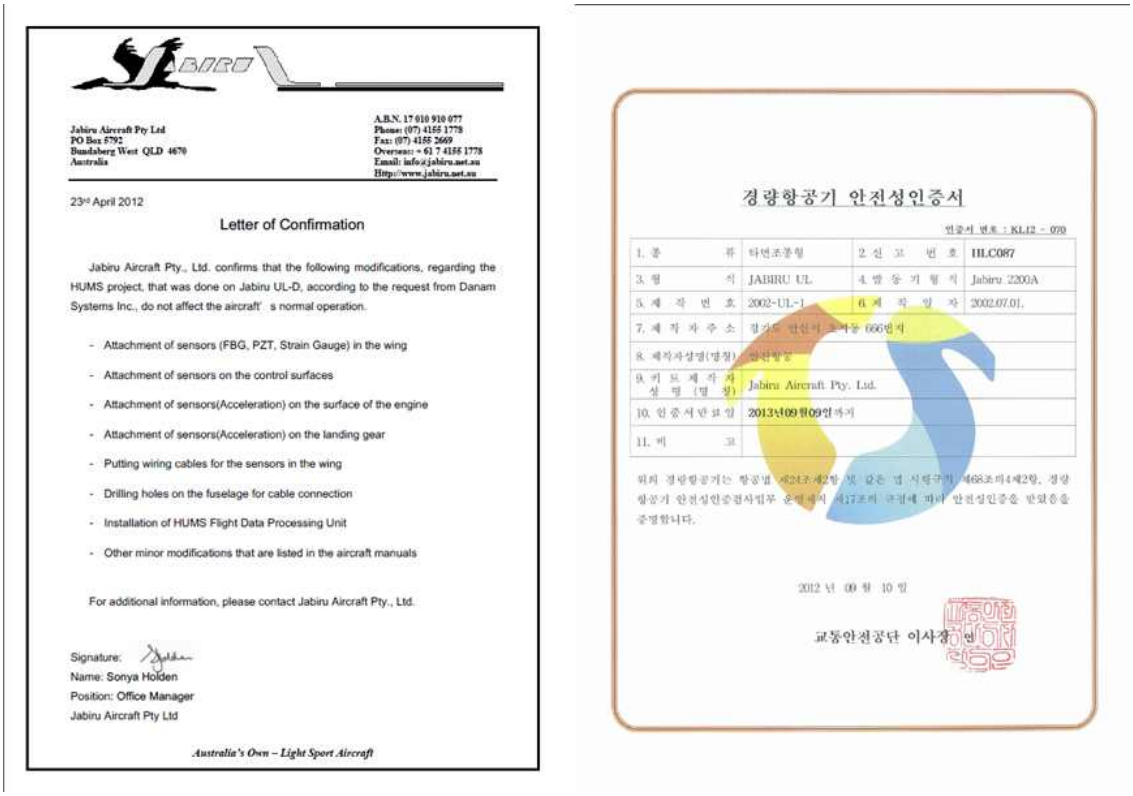
그림 231 탑재장비(c-HUMS) Test-bed 장착

운용시험에 앞서 장비 장착 후 Test-bed를 운용하기 위한 절차가 진행되었다. 국내 항공법 규정상 Test-bed는 경량항공기에 해당하고, 경량항공기를 이용한 비행을 수행하려면 '안정성 인증검사'와 '보험 가입' 그리고 장비 장착을 개조의 범위로 판단하였을 경우, '제작사의 장비 장착 승인서'가 갖춰져야 한다.

표 45 비행허가 관련 규정 사항 충족

규정	내 용	충족여부	비고
항공법 제24조(경량항공기등)	② 경량항공기를 사용하여 비행하려는 사람은 국토해양부령으로 정하는 기관 또는 단체로부터 그 경량항공기가 국토해양부장관이 정하여 고시하는 비행안전을 위한 기술상의 기준에 적합하다는 안전성 인증을 받아야 한다.	충족	
	④ 경량항공기의 소유자 또는 경량항공기를 사용하여 비행하려는 사람은 국토해양부령으로 정하는 보험에 가입하여야 한다.	충족	
경량항공기 안전성인증검사업무 운영세칙	제 2조[정의] 6. "개조(Alteration)"란 인가된 기준에 맞게 항공제품을 변경하는 것을 말한다.	충족	제작사 장비 장착 승인서

안전진단 시스템의 Test-bed 환경 구축 시 Jabiru 사에 방문하여 센서 매립형 날개 제작을 진행하면서 센서 인터페이스 케이블을 위한 항공기 'Hole' 가공 자문 및 장비 장착에 대한 자문을 얻고 해당 위치에 장비를 장착 시 항공기의 안전성에 문제가 없다는 '제작사의 장비 장착 승인서'를 수령하였다.



Jabiru Aircraft Pty Ltd
PO Box 5792
Bundaberg West QLD 4670
Australia

A.B.N. 17 010 910 077
Phone: (07) 4155 1778
Fax: (07) 4155 2669
Overseas: + 61 7 4155 1778
Email: info@jabiru.net.au
Http://www.jabiru.net.au

23rd April 2012

Letter of Confirmation

Jabiru Aircraft Pty., Ltd. confirms that the following modifications, regarding the HUMS project, that was done on Jabiru UL-D, according to the request from Danam Systems Inc., do not affect the aircraft' s normal operation.

- Attachment of sensors (FBG, PZT, Strain Gauge) in the wing
- Attachment of sensors on the control surfaces
- Attachment of sensors(Acceleration) on the surface of the engine
- Attachment of sensors(Acceleration) on the landing gear
- Putting wiring cables for the sensors in the wing
- Drilling holes on the fuselage for cable connection
- Installation of HUMS Flight Data Processing Unit
- Other minor modifications that are listed in the aircraft manuals

For additional information, please contact Jabiru Aircraft Pty., Ltd.

Signature:
Name: Sonya Holden
Position: Office Manager
Jabiru Aircraft Pty Ltd

Australia's Own – Light Sport Aircraft

경량항공기 안전성인증서

1. 종 류	타면조종형	2. 신 고 번 호	IILC087
3. 형 식	JABIRU UL	4. 발 동 기 형 식	Jabiru 2200A
5. 제 작 번 호	2002-UL-1	6. 제 작 일 자	2002.07.01.
7. 제 작 자 주 소	경기도 안산시 [illegible] 666번지		
8. 제작자성명(명칭)	[illegible]		
9. 키 트 제 작 자 성 명 (명 칭)	Jabiru Aircraft Pty. Ltd.		
10. 안 전 성 인 증 일	2013년09월09일까지		
11. 비 고			

위의 경량항공기는 항공법 제24조제2항 및 같은 법 시행규칙 제68조의4제2항, 경량항공기 안전성인증검사업무 운영세칙 제17조의 규정에 따라 안전성인증을 받았음을 증명합니다.

2012 년 09 월 10 일

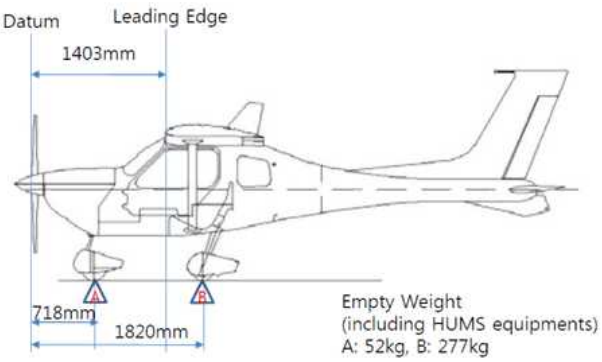
교통안전공단 이사장 [illegible]

그림 232 비행허가 관련 증빙 서류

센서 및 인터페이스 케이블이 매립된 날개, 그리고 탑재 장비(c-HUMS)가 추가 장착된 상태에서 항공기가 비행 가능한 상태인지 확인하는 Weight and Balance를 수행하였고, 연료가 비어있는 상태에서의 항공기 측정과 CG 이륙 중량을 측정한 결과 항공기의 Weight and Balance Evelope 범위 내에 있음을 확인하였다.

그리고 센서 매립형 날개와 장비를 장착하고 안전성 인증검사를 수행하여, 탑재 장비를 탑재하고 Test-bed 비행에 문제가 없음을 확인하였다. 그리고 비행에 대한 보험 가입을 완료하였으며, 개조에 대한 '제작사 개조 승인서'를 토대로 실시간 안전진단 시스템 시험 환경 구축을 완료하였다.

Weight And Balance Calculation







CG at Empty Weight:
(51*718+277*1820)/(51+277)=1649

CG with 1 pilot and fuel 40kg:
(51*718+277*1820+75*1700+40*1854)/
(51+277+74+40)=1676

CENTRE OF GRAVITY LIMITATIONS

Forward Limit:	1600-mm aft of datum up to & including 393 kg 1670-mm aft of datum @ 450 kg. *Variation is linear between 393 & 450 kg.*
Aft Limit	1685-mm aft of datum at all weights
Datum:	1403-mm forward of RLE of Mainplane

Weigth and Balance Envelope
UL-D Aircraft

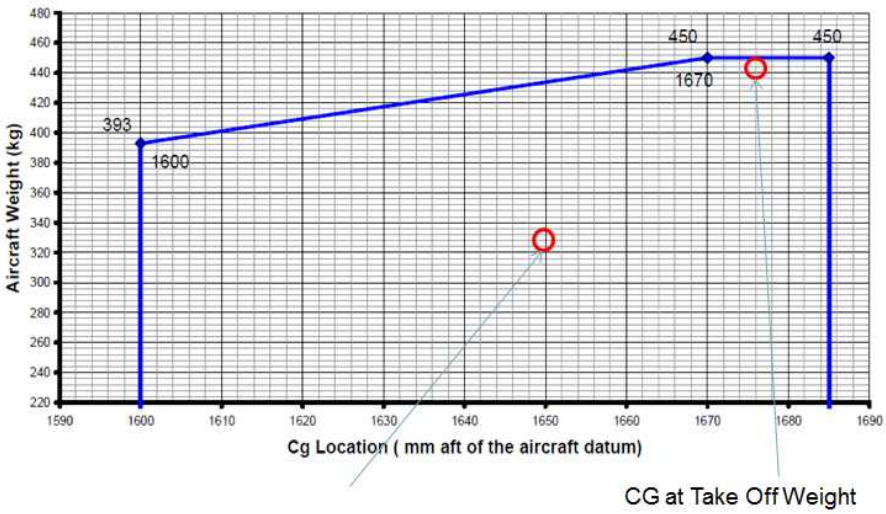


그림 233 Test-bed의 Weight and Balance 수행 결과

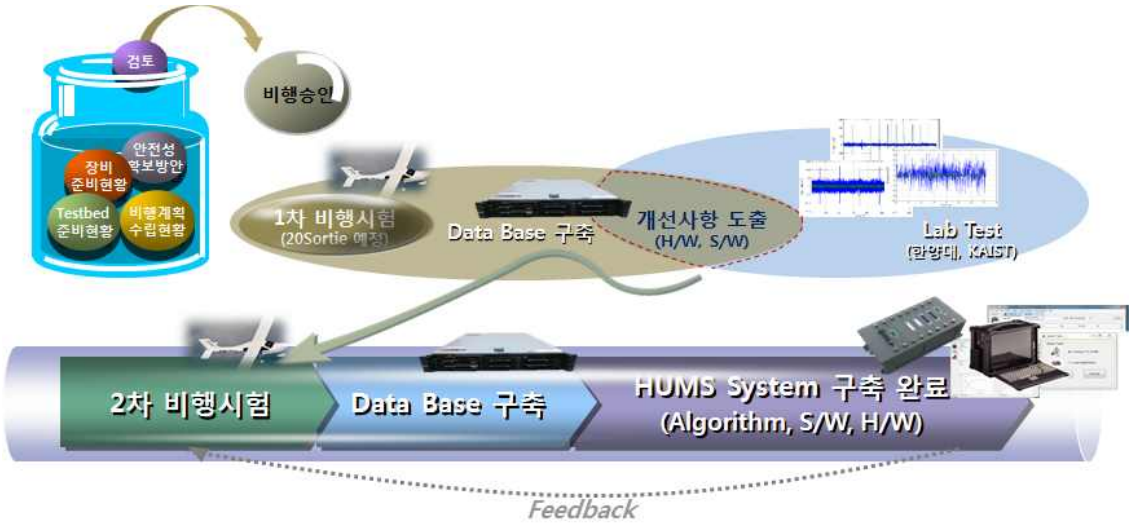


그림 234 운용 시험 수행 방법



그림 235 운용 시험 장비 장착

운용시험은 그림 235와 같이 장비를 Test-bed항공기에 고정하기 위한 JIG에 광계측장비(Interrogator)와 항공기 운행정보를 획득하기 위한 자세계(AHRS) 그리고 c-HUMS 2차시제를 이용하여 운용시험을 수행하였다. 운용 시험은 총 74 Sortie를 진행하였으며, 계획 수립된 절차에 따른 비행 시험을 수행하였고, 비행 후 Flight Test Card를 작성하여 운용 시험 시 운용 환경 및 비행 정보를 확인할 수 있도록 하였다.



그림 236 Test-bed 항공기 이착륙

5. 안전진단 시스템 탑재/지상장비 개발

가. 탑재 장비

HUMS를 개발하기 위한 엔지니어링 기법을 통한 요구도 정립, 기본설계 및 상세설계가 진행되어 다음과 같은 시제품이 산출되었다.

인프라 구축용인 i-HUMS는 총 3종으로 제작되었으며 인프라 구축을 위한 개발품으로 설계되었다. 따라서 상용화 인증 모델인 c-HUMS에 비해 계측 채널이 다양하며 계측 가능한 채널수도 많으며 또한 PIP와 GSE를 통하여 계측 채널에 대한 설정이 가능하도록 설계되었다. 이는 Test-bed 이외의 중형 이상의 항공기에 대한 적용도 가능할 것으로 판단되어 인프라 구축을 위한 목적과 부합된다. 별도로 제작되는 CQAR 또한 DAPU의 입력데이터 이외의 추가 디지털 데이터를 입력 받을 수 있도록 설계되었으며 이 또한 중형 이상의 항공기에 대한 적용도 가능하다. 마지막으로 PIP는 실시간 안전진단 시스템의 장비 상태를 알리고 알고리즘 결과를 도시화 하고 DAPU의 채널 설정이 가능한 SW가 탑재되었다. 또한 c-HUMS로부터 데이터 획득이 가능하여 i-HUMS 외에 c-HUMS와도 연동하여 운용이 가능하도록 설계되었다.

(1) i-HUMS(Infra HUMS)

i-HUMS(Infra HUMS)는 RFP에 명시되어 있는 DAPU(Data Acquisition Process Unit)과 PIP(Pilot Interface Panel), 그리고 CQAR(Card Quick Access

Recorder)로 구성되며, DAPU는 데이터 획득 및 처리, PIP는 DAPU의 제어 명령 수행 그리고 CQAR은 비행기록이 저장된 이동식 메모리카드를 지상분석장비(GSE)에 업로드 할 수 있도록 설계되었다.

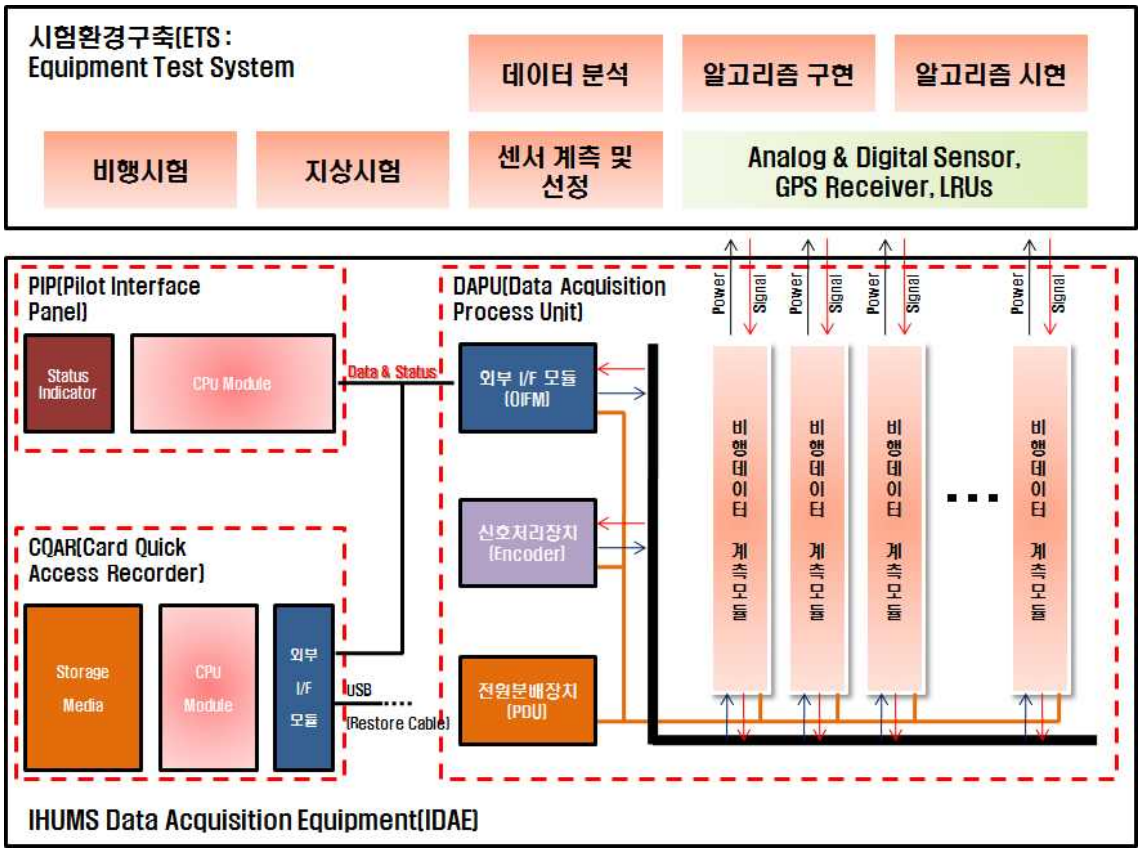


그림 237 i-HUMS 도표

각기 다른 3종류의 장비는 그림 238과 같이 인터페이스 되며 고장/안전진단에 필요한 자료를 획득하고 기록하여 분석에 필요한 데이터베이스 자료로 제공되는데 본 과제의 적용 플랫폼인 소형 항공기에 적합하지 않는 구성품으로 이루어져 있다. 따라서 RFP의 만족사항을 지키면서 소형 항공기에 국한되지 않고 중형 항공기의 데이터획득 및 처리 그리고 저장이 가능하도록 설계/제작 되었다.

DAPU, CQAR, PIP로 구성된 시험 장비 구성을 IDAE라 구분하였으며 본 구성품은 확장된 플랫폼에 적용 가능한 인프라 모델이다.

대상항공기(Test-bed) 선정 후 지상 시험을 수행하며 실기 기준 데이터를 획득

하였으며 비행 시험에도 적용 가능하도록 환경 규격들을 준수하여 설계되었다.

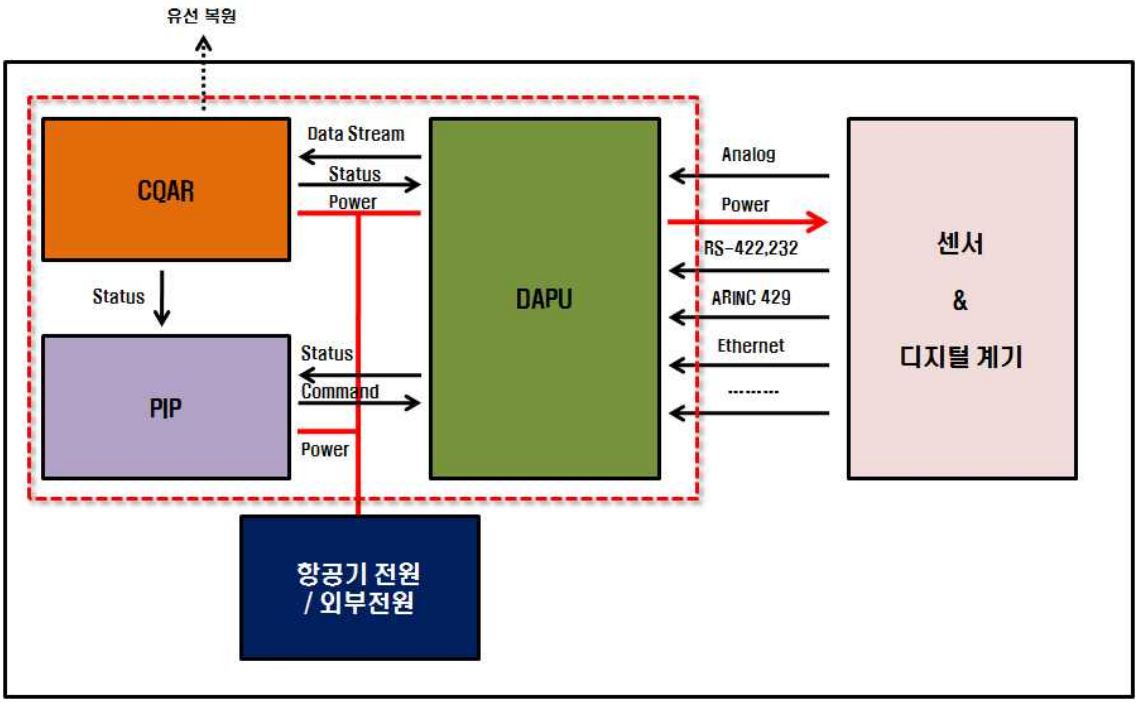


그림 238 i-HUMS 장비 인터페이스

(가) DAPU(Data Acquisition Process Unit)

DAPU는 항공기에 부착된 센서와 디지털 계기로부터 신호를 직접 수집 가능하도록 설계되었다. 센서의 계측정보를 획득하기 위한 센서 전원 공급 및 디지털 장비들과 프로토콜을 협의하여 수신 가능하도록 설계되었으며 수집된 데이터들은 병합되어 Data Stream 형태로 CQAR에 전송된다.

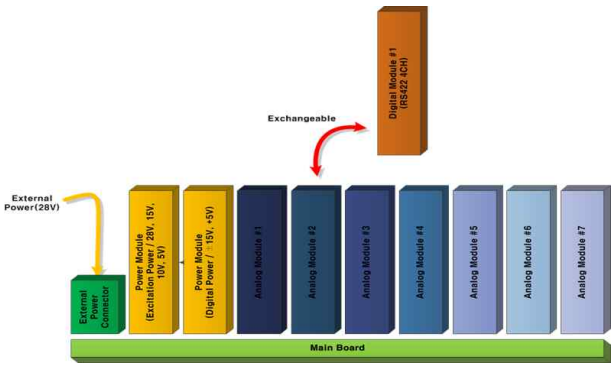


그림 239 DAPU 구성도

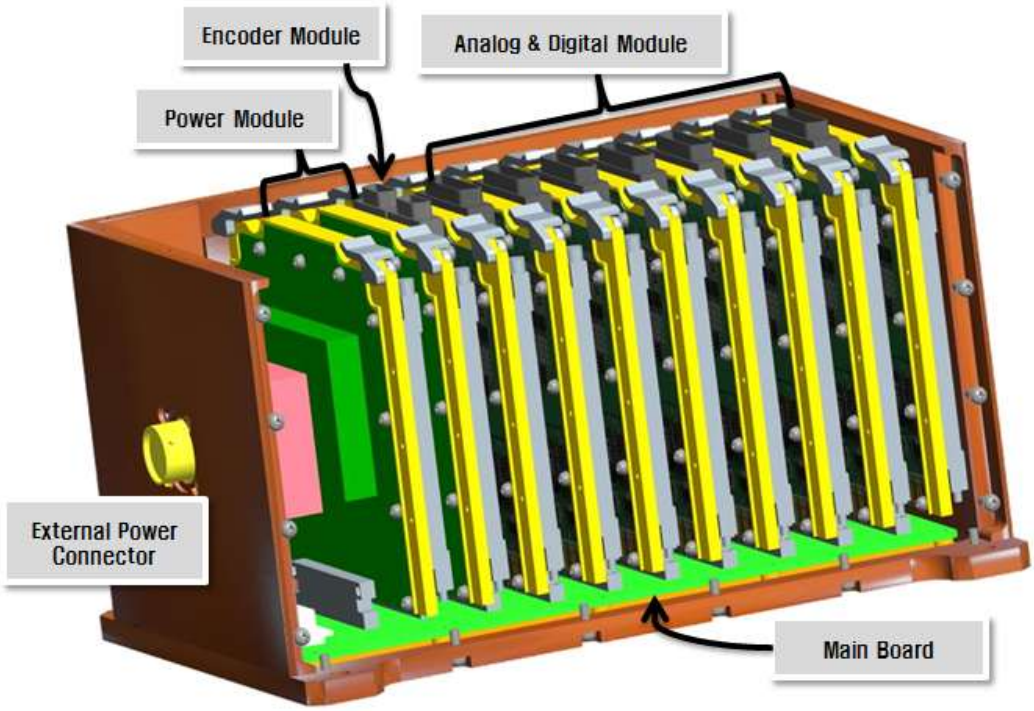


그림 240 DAPU 내부 구조

그리고 DAPU는 확장된 플랫폼의 적용 가능하도록 설계되어 있다. 시험 목적에 맞춰 계측하는 모듈의 종류와 개수 변경이 가능하며 충분한 전력 공급이 가능하도록 전원 모듈이 설계되어 있다.

표 46 전원 공급부 예상 전력 소모량

전원	SPEC	예상 최대 소모량	비고
Analog Power			
+28V	15W	4.79W	32% 사용
+15V	15W	1.54W	10.2% 사용
+10V	15W	4.57W	30.5% 사용
+5V	15W	4W	26.6% 사용
Digital Power			
±15V	15W	10.5W	70% 사용
+5V	15W	7.5W	50% 사용

(나) CQAR(Card Quick Access Unit)

CQAR은 DAPU으로부터 입력되는 Data Stream을 처리하여 기록하는 장치로써 장비의 구성도는 아래의 그림과 같다.

CQAR의 시스템 블록은 크게 전원공급부, 외부 인터페이스부, 데이터 기록부, 제어 및 상태표시부, 데이터 처리부 등으로 구성되어 있다.

전원 공급부에서는 외부에서 공급되는 전원으로부터 내부 IC 공급용 전원을 생성한다. 데이터 처리부는 DAPU로부터 RS422 통신을 통해 전송되어진 데이터를 수신하여 파일시스템 규격에 맞도록 데이터를 처리하며 데이터 기록부에서는 이동식 메모리카드에 데이터를 기록하는 기능을 수행한다.

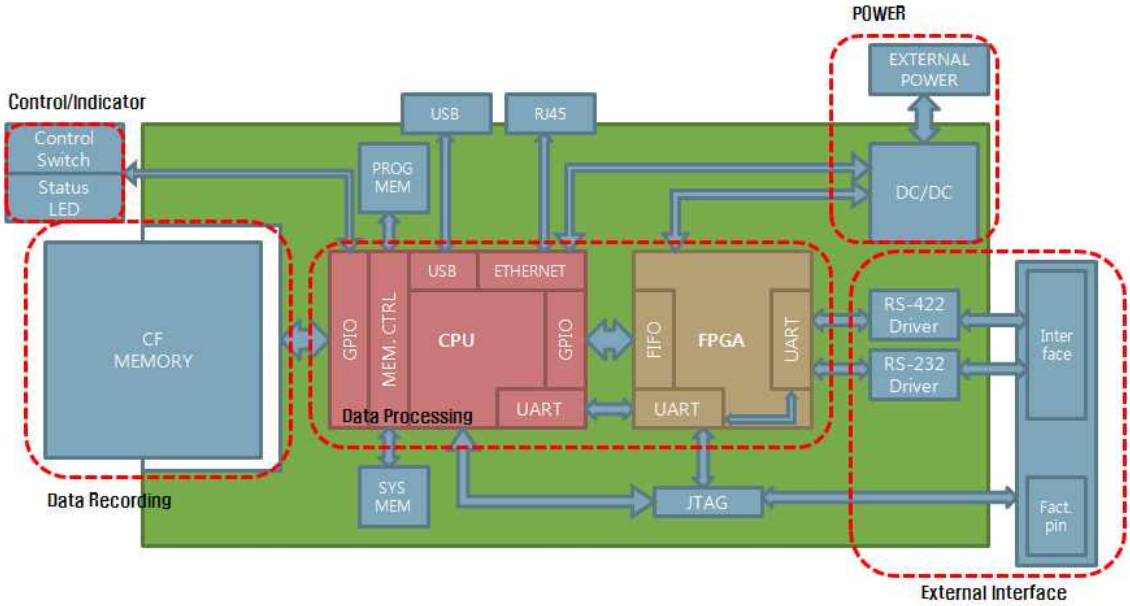


그림 241 CQAR 내부 구성도

CQAR의 기구 프레임은 칵핏에 장착이 가능하도록 전면 패널에 고정을 위한 날개공간을 두었으며, 장착 위치에 따라서 패널 가공이 쉽도록 분리형으로 설계 하였다.

전면 패널에는 전원을 제어하기 위한 록킹-토글 스위치를 삽입하여, 운용자의 실수에도 전원이 쉽게 꺼지지 않도록 부품을 선정하였으며 전원이 인가되었음을 확인할 수 있는 LED를 장착하였다. 패널의 중앙에는 메모리 카드를 쉽게 탈착할 수 있도록 반 고정식 커버를 장착하였으며, 우측에는 이벤트 발생시 이에 대한 정보를 기록할 수 있도록 이벤트 버튼 스위치를 삽입하였고, 그 상단에 CQAR의 동

작 상태를 확인할 수 있는 LED를 추가로 설계하였다. 내부에는 CF 소켓 및 후면 커넥터가 장착된 메인보드가 삽입되어 있으며, 추후 보드 확장이 가능하도록 상부에 여유 공간을 두었다.

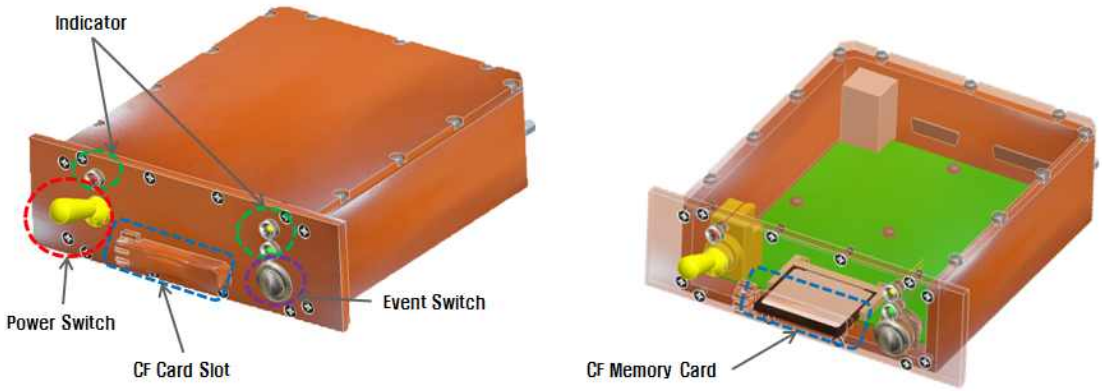


그림 242 CQAR 구조설계



그림 243 전 후면 패널

(다) PIP(Pilot Interface Panel)

PIP(Pilot Interface Panel)는 조종사가 원하는 위치에 고정하여 사용되며 항공기의 관리 및 조종사의 편의를 위한 항공기 전자장치로 기능은 HUMS의 제어 및 조종사를 위한 Paper 업무 기능을 줄여주는 옵션기능을 갖고 있다. HUMS의 제어를 위한 주요 기능으로 탑재되는 DAPU 및 CQAR로부터 데이터 전송 상태를 확인하고, 유사시를 대비하여 Reset 혹은 전원의 ON/OFF기능을 이용하여 각 탑재된 장비의 제어를 가능케 한다. 또한 옵션추가에 따라 DAPU에서 출력되는 Analog신호, 주파수 신호 및 ARINC신호를 처리하여 엔진상태와 구조상태 정보를 조종사 및 부조종사에게 주의등(Warning Light)으로 운항 상태에 대해 인지시키는 기능을 갖는다. 또한 조종사가 필요한 서류를 PIP와 같은 PC기반의 장비에 저장하여 문서보관

에 대한 대체 기능을 갖게 된다. 추후 네트워크를 이용하여 필요서류 다운로드를 가능케 하는 방안도 고려중에 있다.



그림 244 PIP 시스템

마지막으로 PIP에서 가능한 제어 명령 및 모니터 신호는 아래의 표와 같다.

표 47 PIP 제어 신호

항목	내용
Indicator	DAPU Status, CQAR Status
Command S/W	DAPU Reset, DAPU Power CQAR Reset, CQAR Power
Interface	DAPU, CQAR

본 과제를 수행하면서 제작된 i-HUMS의 기능은 표48과 같다. 그리고 제작된 시제품은 그림 245와 같다.

표 48 i-HUMS(Infrastructure Health & Usage Monitoring System) 기능

구 분		성 능				비고
DAPU	Encoder	총 채널	1000CH	ADC입력	±5V	
		분해도	10mV	Bitrate	1M(MAX)	
		채널비트	10bit	출력	TTL	
	Analog Module	측정센서 종류	Strain, Pressure, RTD, PZT, Accelerometer			
		AMP Gain	Adjustable	Divider	0.1, 0.2, 0.4, 0.8	
	Digital Module	RS422, RS232, ARINC429		GPS Receiver, LRUs, 최대 4CH		
CQAR		File System	FAT32	CF Card	4Gbyte	
		Status	TO DAPU : Discrete I/O TO PIP : BIT/REC Status	control	Power Switch / Event button	
PIP	Device Configure	HPSlate 500 + RS232 TO USB Convertor				
	Application S/W	HUMS PIP Manager software				
	Processor	Intel Atom Z540 (1.86 GHz, 512 KB L2 cache, 533 MHz FSB)				
Interface		DAPU, PIP, CQAR				
Power		Avionics Power (28V)				



그림 245 i-HUMS 시제품(DAPU, CQAR, PIP)

(2) c-HUMS(Combined HUMS)

(가) c-HUMS 1차시제

i-HUMS의 구성품은 소형 항공기에 장착되기에 적합하지 않은 시스템이다. i-HUMS의 구성품 단가의 총합은 보편화 된 소형항공기의 단가와도 비슷하여 판매에 무리가 있었다. 따라서 최적의 기능만 구현하고, 각 구성품의 기능이 통합된 장비가 필요하게 되었다.

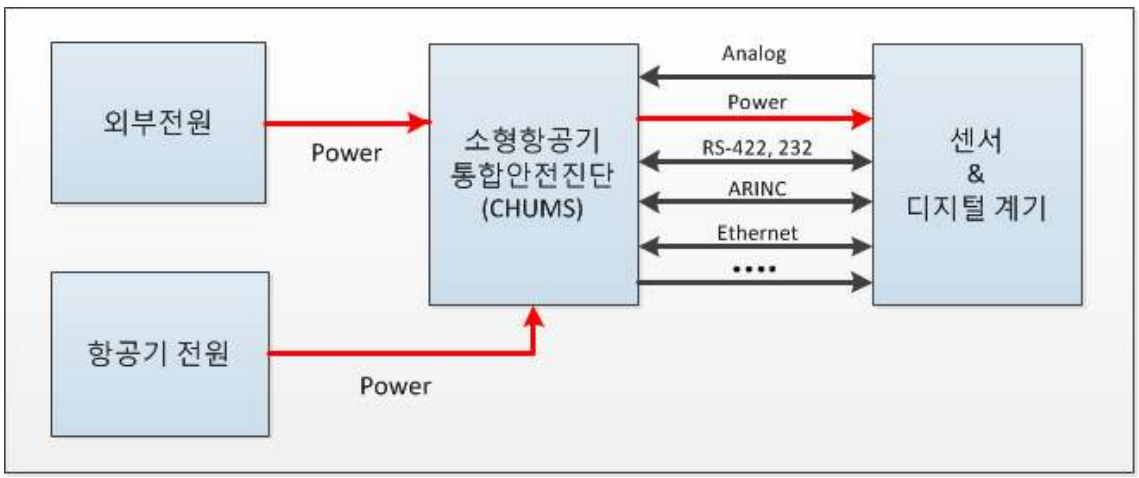


그림 246 c-HUMS 외부인터페이스

3차 년도와 4차 년도에 걸쳐 알고리즘의 요구도 분석과 시스템 구성이 완료되어 선정된 센서를 기준으로 최적화 된 하드웨어를 개발하였고 DAPU, CQAR, PIP의 기능을 하나의 장비에 구현 할 수 있도록 형상 및 기능 설계를 수행하였다.

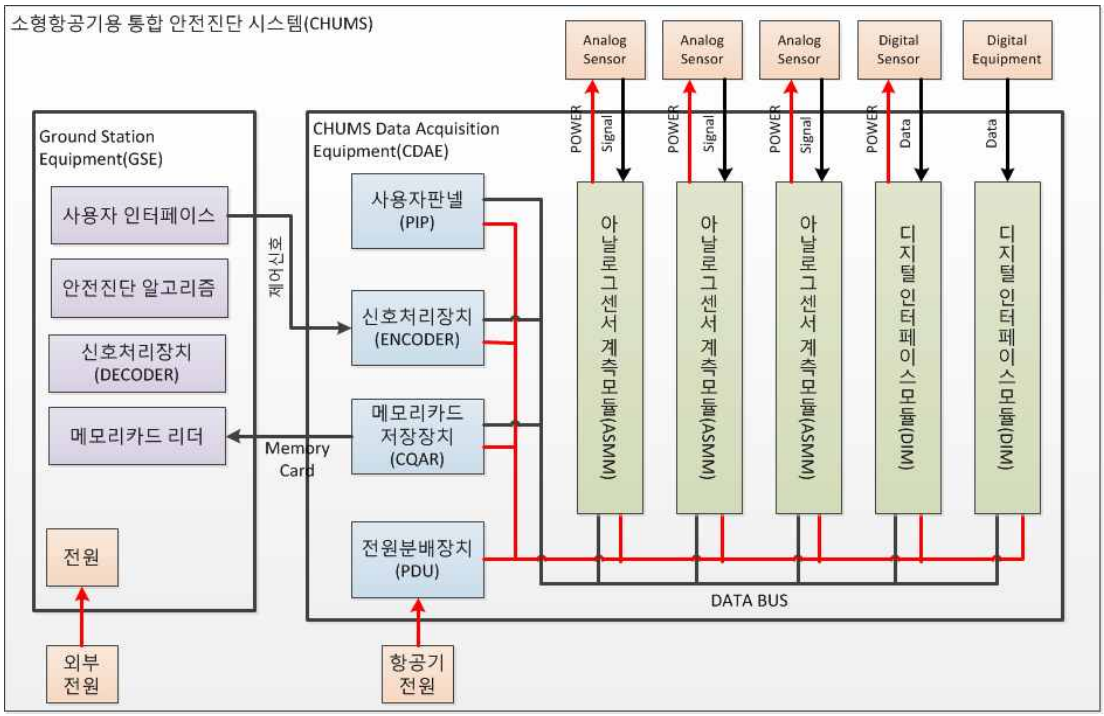


그림 247 c-HUMS 도표

c-HUMS 1차시제는 통합 설계된 장비의 기능 구현에 초점을 맞춰 개발되었다. 최초 설계이기 때문에 i-HUMS와 호환을 위하여 인터페이스가 유사하다.

표 49. c-HUMS 외부인터페이스

에서	으로	인터페이스 내용	규격	비고
통합안전진단 장치(c-HUMS)	센서 및 디지털 계기	센서활성화 전원 디지털 계기	Analog Digital Protocol	
센서 및 디지털 계기	통합안전진단 장치(c-HUMS)	아날로그 센서 신호 디지털 센서 신호 디지털 계기	Analog Digital Protocol	
외부전원	통합안전진단 장치(c-HUMS)	전원공급	220VAC	
항공기 전원	통합안전진단 장치(c-HUMS)	전원공급	28VDC	



그림 248 c-HUMS 1차 시제품

(나) c-HUMS 2차시제

c-HUMS 2차 시제는 1차 시제의 성능을 좀 더 구체화 하였고 HUMS의 장착위치를 고려한 환경시험(DO-160F) 규격을 도출하고 규격을 만족하기 위하여 형상 및 하드웨어 설계가 진행되었다.

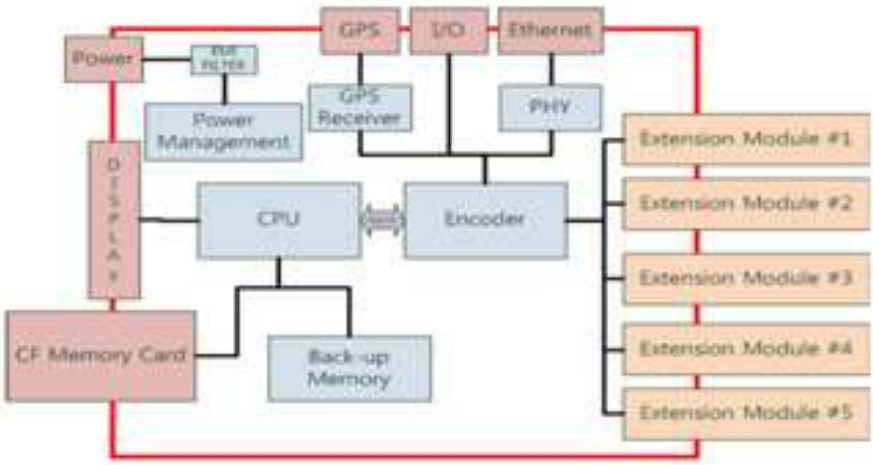


그림 249 c-HUMS 2차 시제 구성도

또한 지상 시험 및 운용시험 수행을 위하여 Test-bed에 탑재 가능하도록 설계에 주안을 두었다. 그리고 항공기 운행 및 비행시간을 기록하기 위하여 AHRS 모

듈과 GPS 수신 모듈을 설계하였다. 또한 광센서 계측장비인 광계측장비(Interrogator)와 Ethernet 인터페이스를 통하여 신호를 수신 받는다.

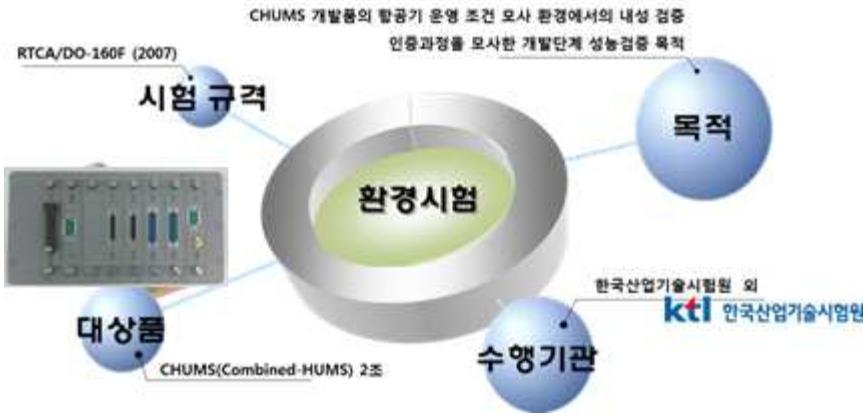


그림 250 환경시험(DO-160F) 체계 구성

그리고 2차 시제는 항우연의 인증센터를 통해 소프트웨어 모사인증(DO-178B)을 수행하며 제작된 시제품이다. 설계, 제작, 시험, 검증까지의 규격화 되어 있는 절차를 수행하며, 각 단계의 산출물을 제출하고 제작을 완료하였다.

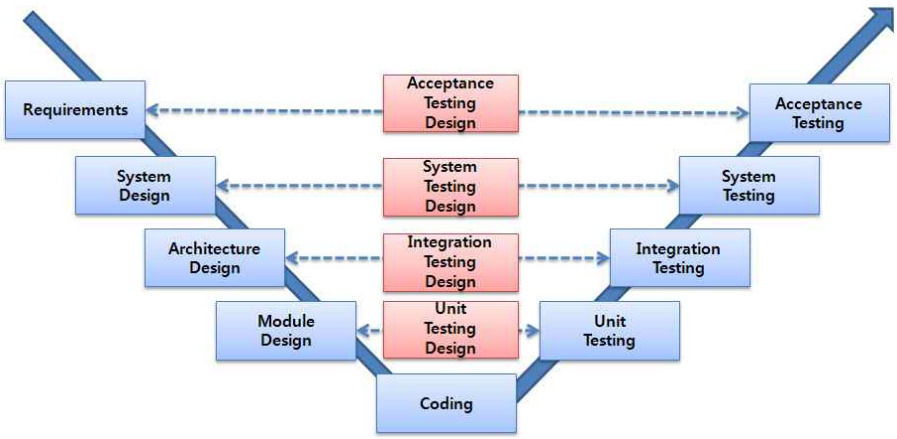


그림 251 V-model



그림 252 c-HUMS 2차 시제품

1차 시제품과 2차 시제품은 사용자가 모듈을 추가할 수 있도록 여분의 슬롯을 확보하고 있다.

(다) c-HUMS 3차시제

마지막 3차 시제품은 상용화를 목적으로 개발된 장비로써, 경량화, 저 전력화, 소형화 및 생산단가를 낮추는 것을 목표로 제작되었다. 세 차례에 걸친 설계의 노하우를 이용하여 기능은 동일하게 구현하고 장비의 성능을 개선하였다.

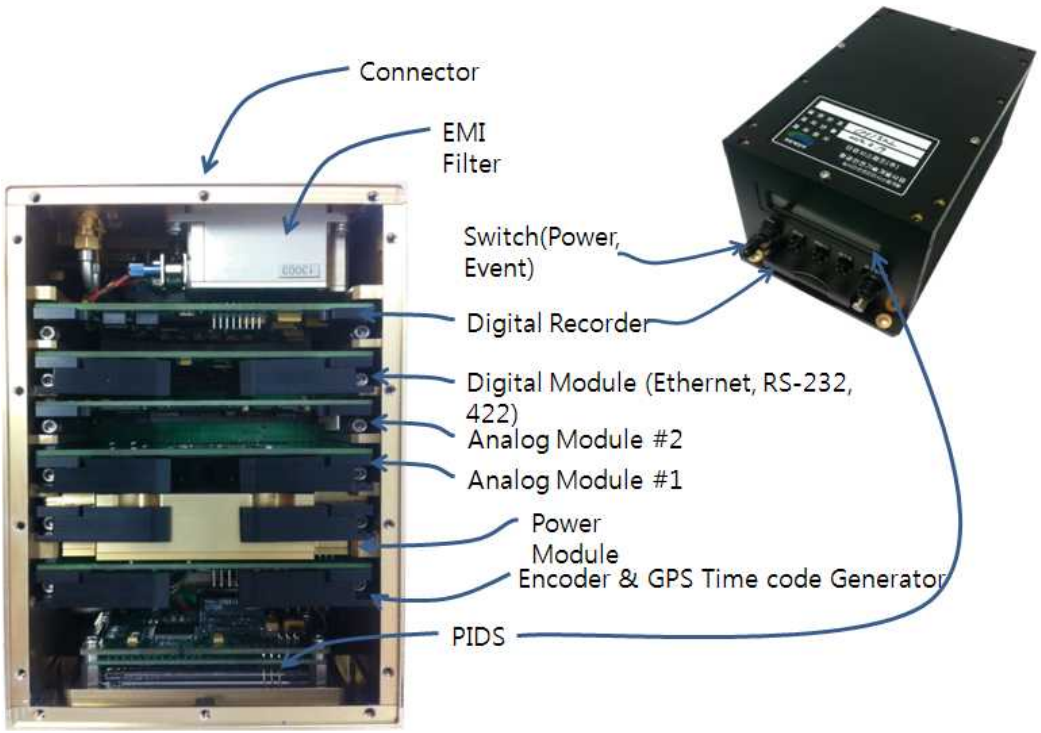
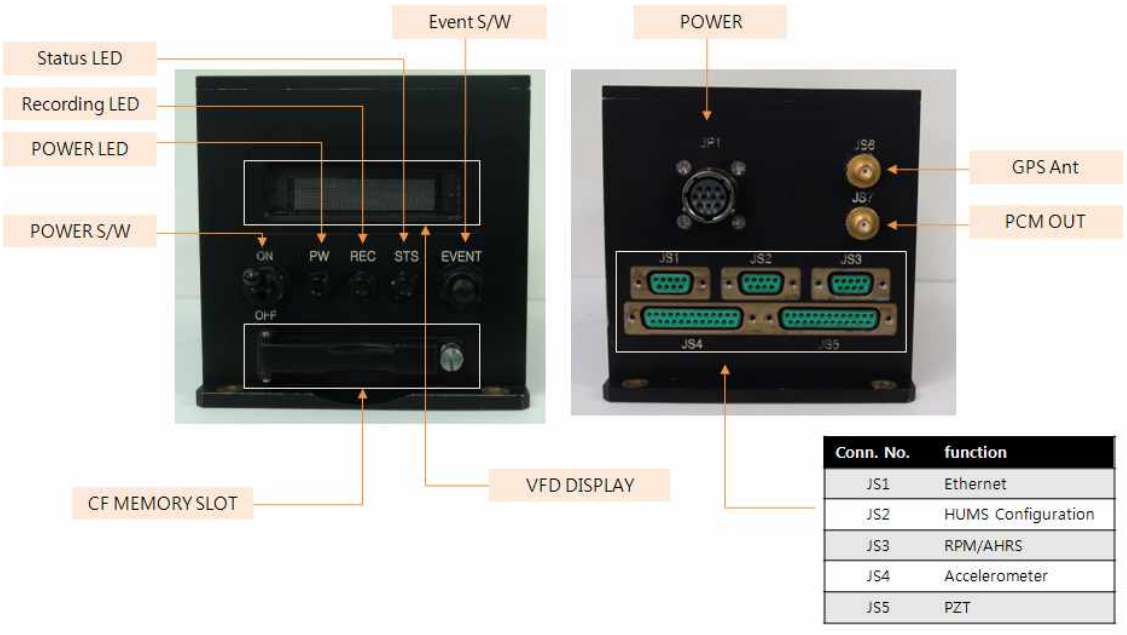


그림 253 c-HUMS 3차 시제 장치 구성도

c-HUMS 3차시제는 전면부 Panel에 PIP의 기능을 구현하였으며, 전면 Panel 하단에 CQAR의 기능인 CF Memory 슬롯을 두어 비행 데이터의 접근성을 용이하게 만들었다. 후면 Panel에는 계측 센서 및 장비의 인터페이스 그리고 전원을 공급받는 커넥터로 이뤄져 있다.



Conn. No.	function
JS1	Ethernet
JS2	HUMS Configuration
JS3	RPM/AHRS
JS4	Accelerometer
JS5	PZT

그림 254 c-HUMS 3차 시제 인터페이스

구분	1차시제	2차시제	3차시제
외형			
크기	190*250*165	150*315*145	120*225*120
중량	6Kg	4Kg	2.5Kg

그림 255 c-HUMS 시제별 크기 및 중량

위의 그림은 1차시제부터 3차시제 개발까지의 크기 및 중량의 관점에서 개선된

내용을 정리하였다. 1차시제에 비해 중량은 절반 이하까지 줄였으며, 체적은 41%까지 축소하였다.

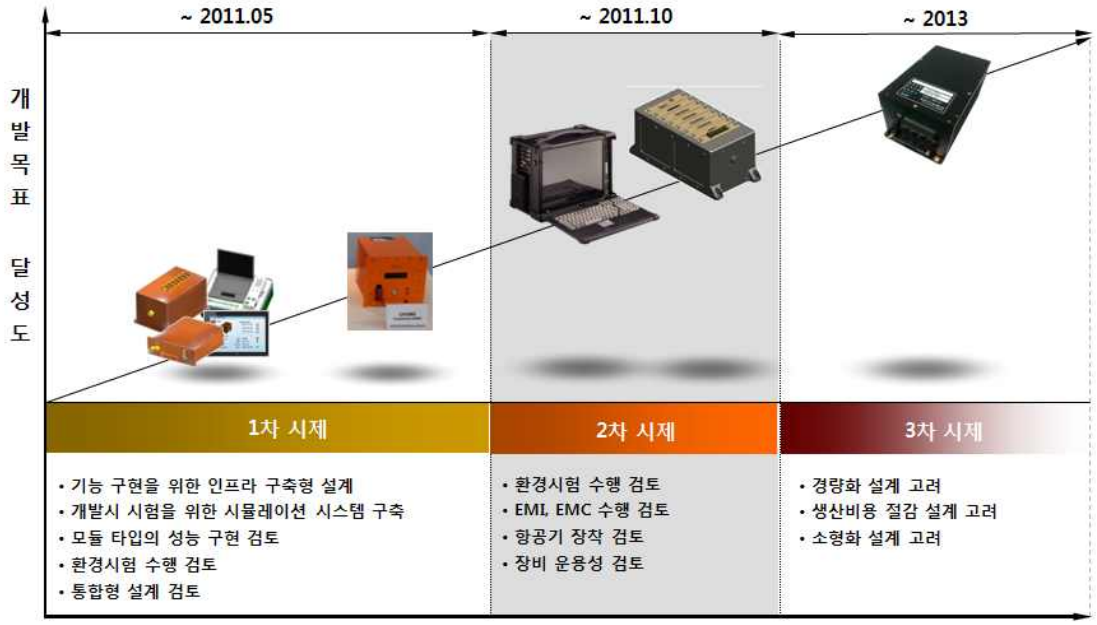


그림 256 탑재장비 설계 시 주안사항



Physical	
Dimensions	120 W * 114 H * 184 L (mm)
Weight	2.54Kg
Power Requirement	10 to 36 VDC
Environmental	DO-160F
Software	DO-178B Level D
Functional	
Accelerometer	3-axis * 2EA, 1-axis * 2EA
PZT	10CH
Ethernet	10/100 UDP or TCP/IP
GPS Receiver	Up to 2Hz
Recording Capacity	Up to 16GByte
PCM OUT	NRZ-L
Interface	RS-232(AHRS)
RPM Input	TTL
RTD(Temp.)	2CH(PT100)
UI	POWER SWITCH EVENT PUCH BUTTON SWITCH VFD DISPLAY

그림 257 최종 c-HUMS 상세 사양

나. 지상 분석 장비(GSE, Ground System Equipment)

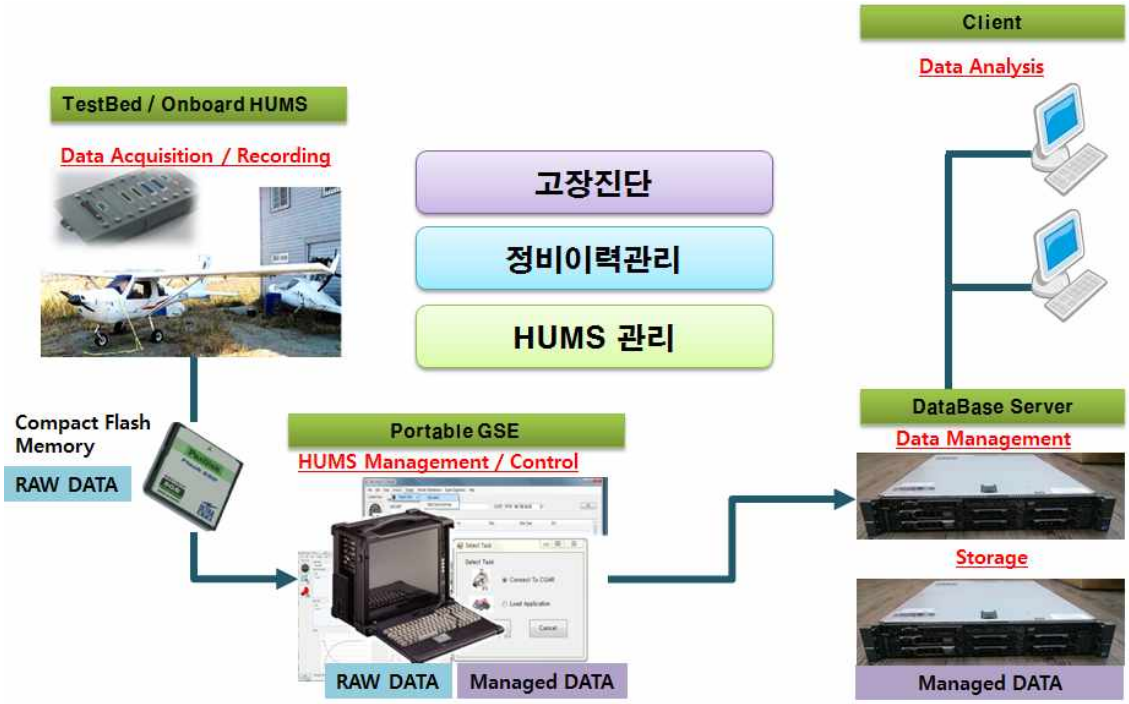


그림 258 지상 분석 장비 비행 데이터 획득 및 처리 절차

지상분석 소프트웨어는 비행 데이터를 업로드 하고 Parsing 하여 분석된 데이터를 저장하는 데이터베이스 프로그램과 Parsing 된 데이터를 고장/안전진단 알고리즘에 적용하여 항공기의 유지 보수 및 건성 상태 정보를 알려주는 클라이언트 프로그램으로 구성되어 있다.

우선 지상분석 데이터베이스 소프트웨어는 비행 데이터가 기록된 HUMS 탑재장비의 CF 메모리를 읽어, 등록된 사용자의 정보를 기반으로 항공기, 기록날짜, 비행일자, 비행시간, 저장 데이터량, 기타 비행을 분류하기 위한 Sortie 정보를 제공하는 기능을 수행한다. RAW 데이터와 함께 기록된 정보는 이후 비행을 분류하기 위한 목적으로 사용되며, 다시 RAW 데이터는 기록된 채널 정보에 의해 Parsing 이 이뤄지고 물리량으로 변환된 데이터가 분류되어 저장된다.

그리고 GSE(Ground System Equipment, 지상분석장비)는 휴대가 가능한 데스크탑 기반의 PC를 활용하여 구성하였다. 상용 제품을 활용하여 HUMS 장비와 연

동 가능하게 하드웨어를 추가하였고, 알고리즘이 탑재된 소프트웨어 및 GUI를 개발하였다.



그림 259 GSE S/W 로그인 GUI

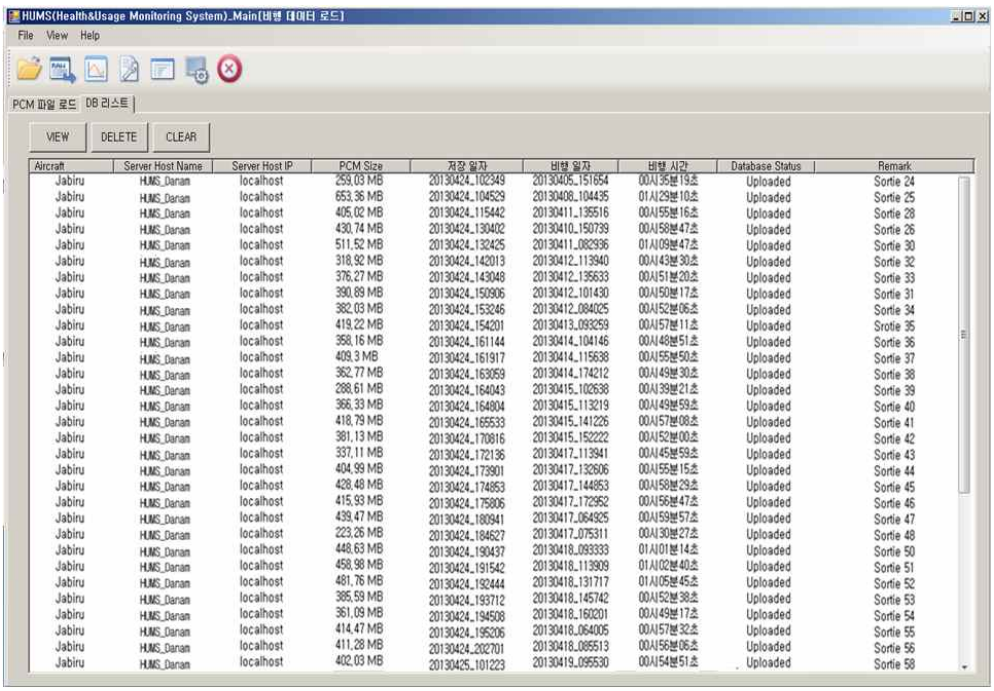


그림 260 지상분석 데이터베이스 소프트웨어

그리고 수집된 데이터를 비행별, 날짜별 분류하여 수집된 데이터를 도시화 및 분석 결과를 도시화 하고, 최종으로 알고리즘을 통해 고장/안전진단 결과 출력하는 클라이언트 프로그램은 로그인 시 접속하는 사용자의 권한에 따라 제공되는 정보가 달라진다. 관리자 권한(Administrator)은 계측된 데이터의 RAW 파일까지 접근 가능하고 고장/안전진단 알고리즘의 CI Value 및 유지 보수를 위한 Level 설정까지 제어하는 기능이 제공된다. 정비사의 권한은 계측 데이터의 RAW 데이터 접근 및 알고리즘의 결과물 접근이 가능하다. 마지막으로 일반 유저 권한은 비행 후 비행정보와 항공기의 유지/보수 상태를 알려주는 알고리즘 결과물에 대한 제한적 접근이 가능하다. 지상분석 클라이언트 소프트웨어(2/2)에서 같이 정비가 필요한 항목에 대해서 CI Value의 Level이 분류되어 있고, 분석된 결과 값의 집합이 Green / Yellow / Red Zone에 따라 부품 건전성 및 고장 진단에 대한 모니터링이 가능하다.



그림 261 지상분석 클라이언트 소프트웨어(1/2)

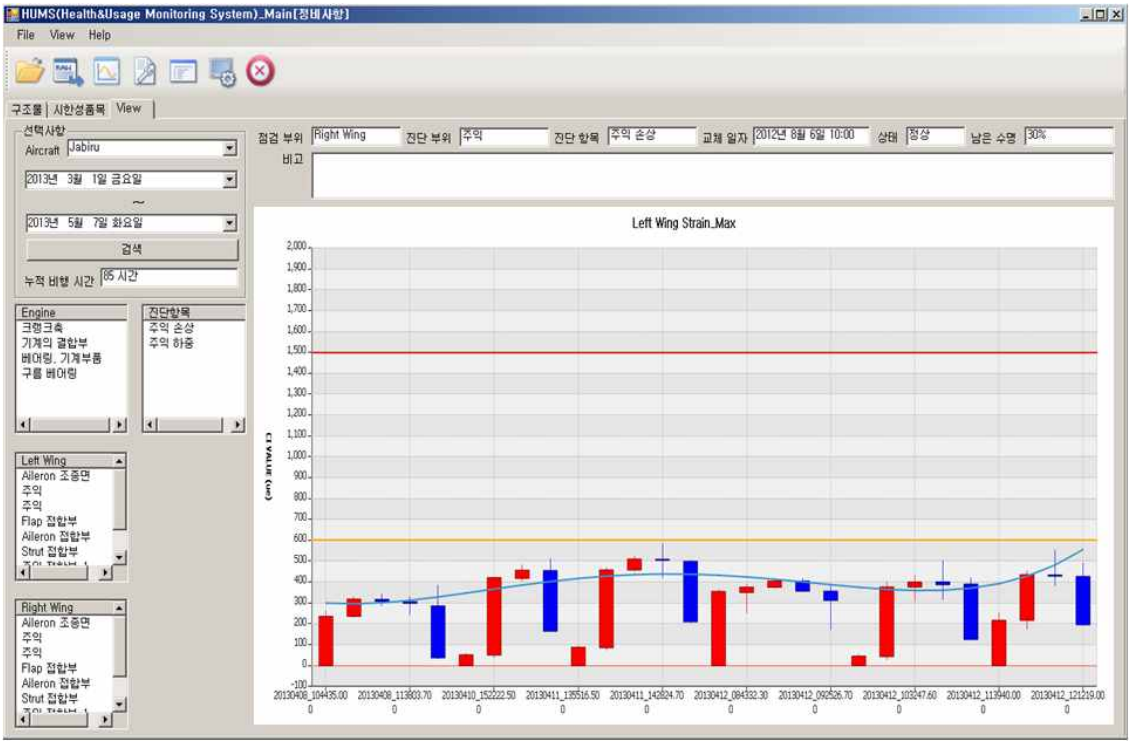


그림 262 지상분석 클라이언트 소프트웨어(2/2)

제 4 장 연구개발 목표 달성도 및 관련분야에의 기여도

제 1 절 연구개발목표 달성도

1. 연구개발 수행 진도율

····· 당초계획

표 50 1차년도 연구개발 수행 진도율 ——— 실 적

구분 / 연구내용		추진일정												진도 (%)
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	
실시간 안전진단시스템 기본설계	기술인프라용 HUMS 개발을 위한 계획 수립	·····	·····	·····	·····	·····	·····	·····	·····	·····	·····	·····	·····	100%
		———	———	———	———	———	———	———	———	———	———	———	———	
	국외 HUMS 적정성 평가	·····	·····	·····	·····	·····	·····	·····	·····	·····	·····	·····	·····	100%
		———	———	———	———	———	———	———	———	———	———	———	———	
고장진단 기반 연구	광섬유 및 압전트랜스듀서 기반 연구 동향 조사	·····	·····	·····	·····	·····	·····	·····	·····	·····	·····	·····	·····	100%
		———	———	———	———	———	———	———	———	———	———	———	———	
	신호기반 고장진단 알고리즘 문헌 조사	·····	·····	·····	·····	·····	·····	·····	·····	·····	·····	·····	·····	100%
		———	———	———	———	———	———	———	———	———	———	———	———	
	신호기반 검출 기법 연구	·····	·····	·····	·····	·····	·····	·····	·····	·····	·····	·····	·····	100%
		———	———	———	———	———	———	———	———	———	———	———	———	
	고장유형에 따른 기법 선정	·····	·····	·····	·····	·····	·····	·····	·····	·····	·····	·····	·····	100%
		———	———	———	———	———	———	———	———	———	———	———	———	

..... 당초계획

표 51 3차년도 연구개발 수행 진도율 ——— 실 적

구분 / 연구내용		추진일정												진도 (%)
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	
실시간 안전진단시스템 기본설계	HUMS SW 및 HW 구성방안 수립	-----	-----	-----	-----	-----	-----							100%
	데이터 취득 및 처리 알고리즘 개념 설계							-----	-----	-----	-----	-----	-----	100%
고장진단 기반연구	공탄석 해석을 통한 진동 심화 영역 분석	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	100%
	항공기 피로 스펙트럼 해석 기법 구성안 수립							-----	-----	-----	-----	-----	-----	100%
	항공기 진단부위의 동역학 해석 및 모델링	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	100%
	항공깅 진단부위 동역학 해석 시뮬레이션 프로그램 개발	-----	-----	-----	-----	-----	-----							100%
	엔진파라미터 안전진단 연구													100%
소프트웨어모사인증	소프트웨어 표준개발 절차 계획 수립	-----	-----	-----	-----	-----	-----							100%
	인증 필요 절자 검토							-----	-----	-----	-----	-----	-----	100%

..... 당초계획

표 52 4차년도 연구개발 수행 진도율 ——— 실 적

구분 / 연구내용		추진일정 1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	진도 (%)
기술인프라용 HUMS 개발	기본/상세설계	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	100%
		———	———	———	———	———	———	———	———	———	———	———	———	
	제작 및 디버깅				-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	100%
					———	———	———	———	———	———	———	———	———	
	기능검증										-----	-----	-----	100%
											———	———	———	
모사인증용 HUMS 개발 (CHUSM)	계획수립				-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	100%
					———	———	———	———	———	———	———	———	———	
	요구조건확립							-----	-----	-----	-----	-----	-----	100%
								———	———	———	———	———	———	
	기본/상세설계							-----	-----	-----	-----	-----	-----	100%
								———	———	———	———	———	———	
	제작 및 디버깅										-----	-----	-----	100%
											———	———	———	
	기능검증										-----	-----	-----	100%
											———	———	———	
소프트웨어모사인증	인증준비	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----				100%
		———	———	———	———	———	———	———	———	———				
	계획프로세스							-----	-----	-----	-----	-----	-----	100%
								———	———	———	———	———	———	
	요구조건프로세스										-----	-----	-----	100%
											———	———	———	
시뮬레이터 개발	제작 및 디버깅							-----	-----	-----	-----	-----	-----	100%
								———	———	———	———	———	———	
지상시험검증	Test-bed 및 치구제작				-----	-----	-----							100%
					———	———	———							
	비행시험계획	-----	-----	-----										100%
		———	———	———										
	지상시험							-----	-----	-----				100%
								———	———	———				

..... 당초계획

표 53 5차년도 연구개발 수행 진도율 ——— 실 적

구분 / 연구내용		추진일정 1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	진도 (%)
기술인프라용 HUMS 개발	기능 검증													100%
모사인증용HUMS개발 (c-HUMS)	요구조건확립 및 보완													100%
	제작 및 디버깅													100%
	기능검증													100%
소프트웨어 모사인증	요구조건프로세스													100%
	설계프로세스													100%
	코딩프로세스													100%
	통합/테스팅프로세스													100%
	인증협력프로세스													100%
시뮬레이터 개발	제작 및 디버깅													100%
시험검증	Test-bed 및 치구제작													100%
	비행시험계획 수립													100%
	지상시험/환경시험													100%

····· 당초계획

표 54 6차년도 연구개발 수행 진도율 ——— 실 적

구분 / 연구내용		추진일정												진도 (%)
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	
모사인증용 HUMS 개발 (c-HUMS)	제작 및 디버깅													100%
	기능검증													100%
시뮬레이터 개발	기능검증													100%
운용시험 검증	운용시험 계획수립													100%
	운용시험 평가													100%
	환경시험 수행													100%

2. 연구개발목표의 달성도

표 55 연구개발목표의 달성도

연구 목표	달성도(%)	내 용
실시간안전진단시스템 기본설계 (1차년도)	100%	국내/외 기술수준 및 요구조건 설정과 HUMS 기술의 연구방향 정립 및 요구도 정의, 소형 항공기에 필요한 모니터링 요소 수립
고장진단 기반 연구 (1차년도)	100%	광섬유 센서 및 압전 센서를 이용한 항공기 구조건전성 및 진동 모니터링에 관한 기술 수준 파악, 최적 신호기반 고장검출 기법 선정
실시간안전진단시스템 기본설계 (3차년도)	100%	HUMS S/W 및 H/W 구성방안 수립과 안전진단 항목 설정 및 데이터 취득 및 알고리즘 개념 설계
고장진단 기반 연구 (3차년도)	100%	항공기 진단부위 동역학 해석 및 모델링 실시와 진단부위 시뮬레이션 프로그램 개발, 엔진 파라미터 안전진단 연구 등
소프트웨어모사인증 (3차년도)	100%	소프트웨어 인증 절차 검토, 소프트웨어 표준개발절차 계획 수립
기술인프라용 HUMS 개발 (4차년도)	100%	국외 HUMS장비 적정성 평가 및 기본/상세 설계 진행, 기술 개발 및 검증을 위한 체계 수립, 제작 및 디버깅 실시, 기능 검증 수행
모사인증용 HUMS 개발(c-HUMS) (4차년도)	100%	요구조건 확립 및 기본/상세 설계 진행, 제작 및 디버깅 실시, 기능 검증 수행
소프트웨어모사인증 수행 (4차년도)	100%	인증준비, 계획프로세스, 요구조건프로세스, 설계프로세스, 코딩프로세스, 통합/테스팅프로세스, 인증협력프로세스 수행
시뮬레이터 개발 (4차년도)	100%	시뮬레이터 제작 및 디버깅 실시
지상시험검증 (4차년도)	100%	Test-bed 선정 및 치구 제작 그리고 지상시험 수행
기술인프라용 HUMS 개발 (5차년도)	100%	4차년도에 이어 기능 검증을 수행
모사인증용HUMS개발 (c-HUMS) (5차년도)	100%	장착성 시험 및 환경시험을 진행, 상용화 인증 모델 개발, 제작 및 디버깅 실시, 기능 검증 수행
소프트웨어 모사인증 (5차년도)	100%	인증준비, 계획프로세스, 요구조건프로세스, 설계프로세스, 코딩프로세스, 통합/테스팅프로세스, 인증협력프로세스 수행
시뮬레이터 개발 (5차년도)	100%	제작 및 디버깅, 모사신호 생성
시험 검증 (5차년도)	100%	Test-bed 선정 및 치구제작 운용 시험 계획 수립 및 지상/환경시험 수행
모사인증용HUMS개발(c-HUMS) (6차년도)	100%	상용화를 목적으로 한 시제품 개발, 저전력, 경량화, 소형화를 목적으로 한 시제품
시뮬레이터 개발 (6차년도)	100%	모사 신호 계측 및 연구성과 정리
운용시험 검증 (6차년도)	100%	Test-bed를 이용한 비행시험 수행 운용 시험 계획 및 절차서 수립 탑재장비 환경시험(DO-160F) 수행

제 2 절 연구개발 결과의 관련분야 기여도

1. 연구개발 결과의 연계방안

가. 참여기업별 연계방안 및 추진전략

본 과제로부터 개발된 HUMS는 크게 항공기에 탑재되어 운용되고 운용 중 저장된 정보를 활용하여 신호의 분석 및 알고리즘을 적용할 수 있는 탑재 및 지상분석 장비와 항공기의 고장진단 및 예측을 할 수 있는 알고리즘으로 크게 구분된다. 이중 탑재 및 지상분석 장비는 단암시스템에서 개발 및 제작하였으며 알고리즘은 각 학교에서 담당하여 연구를 수행하였다. 이렇게 분리하여 개발된 장비 및 알고리즘은 최종단계에서 지상분석 장비에 통합되어 개발되었으며 추가적인 알고리즘 적용 및 알고리즘 향상 및 업데이트를 위해 소프트웨어 모듈개발방식을 도입하여 지상분석 프로그램을 개발하였다.

앞서 살펴본 HUMS의 운용 및 개발방식을 살펴보면 HUMS를 다른 플랫폼에 적용하기 위해서는 각 항공기의 취약요소를 항공기 특성에 맞게 파악하고 취약부분의 진단 및 감시를 위한 알고리즘이 적용되어야 함을 알 수 있다. 이와 같은 이유로 단암시스템즈에서는 i-HUMS를 통해 다양한 센서 및 많은 채널의 센서를 획득할 수 있는 인프라를 구축하여 센서의 계측요구를 수용할 수 있는 기반을 구축하였으며 다양한 알고리즘의 적용 및 변경, Update 가능하도록 모듈형으로 지상프로그램을 개발하였다. 알고리즘을 개발한 각 학교에서도 과제의 목표를 달성할 수 있는 알고리즘 개발뿐만 아니라 다양한 이론적 알고리즘을 개발하여 Lab에서 시험함으로써 다른 항공기에 적용할 수 있는 알고리즘을 확보하였다.

위와 같은 이유로 본 과제의 참여기업별 연계방안이 설계과정에서 반영되어 설계되었으며 앞으로 있을 수 있는 다른 플랫폼 적용 시에도 각 참여기업의 연구개발 결과가 반영될 것으로 기대된다.

표 56 연구개발 결과의 관련분야 연계방안

번호	기업명	과제에 대한 기업 관심영역	연계방안								
			기업 활용	장비 활용	교육 연계	기술 상담	정보 제공	기술 지도	기술 이전	공동 연구	창업 지원
1	단암시스템즈	실시간 안전진단시스템개발	V	V	V	V	V	V		V	
2	KAIST	항공기 구조 안전진단		V	V	V	V	V	V	V	
3	한양대학교	고장/진단 알고리즘개발		V	V	V	V	V	V	V	
합계											

2. 연구개발 결과의 기여도

가. 관련분야 산업에 미치는 효과

본 과제에서 개발된 항공기 안전진단 기술은 광섬유 센서, 압전 트랜스듀서, 가속도센서 등의 센서계측기술, 구조물에 대한 안전진단기술 및 많은 데이터의 취득 및 처리 하드웨어 및 소프트웨어 등을 포함하고 있으며 각각의 기술이 현재 연구되고 있는 최신의 기술내용을 개발하였기 때문에 관련된 기타 산업에 미치는 효과가 클 것으로 예상된다. 특히 광섬유 센서의 신호 처리에 대한 하드웨어 및 소프트웨어 개발은 광 관련 산업과 구조물 특히 복합재료를 사용한 구조물에 대한 안전진단 기술은 본 세부과제의 핵심 기술과 연관되므로 큰 파급효과를 기대할 수 있을 것이다.

HUMS설계 및 제작기술은 다양한 종류의 항공 전자부품 개발 시 요구되는 소형, 신뢰성, 환경요건, 인증요건, 비행시험 등의 종합적인 개발기술의 초석이다. 특히 본 과제는 항공사고예방기술을 국산화 개발하는 첫 번째 사업이며 항공기를 진단한다는 측면으로 볼 때 항공기 제작기술과 더불어 최신의 선진국 형 기술이다. 따라서 본 사업의 성공적인 수행 시 항공사고예방관련 부품 사업에 활용기술로 사용되어 항공선진화의 국가적 발전방향에 따라 항공관련 국산화 부품산업의 신호탄이 될 것이다. 아울러 국내외적 국가적 위상이 높아지리라 판단된다.

또한 안전진단을 위한 최적 센서 구성 기반기술은 항공기 제어 부품 개발 시 중요한 요소기술이다. 본 과제를 통하여 파생된 항공관련 센서 선정 및 시스템 구성 방법은 항공관련 고 부가가치 사업에 기술 밑바탕 되어 또 다른 고 부가가치 사업을 탄생시킬 수 있을 것으로 예상된다.

본 과제의 참여연구기관은 데이터 수집 및 분석관련 국내 최고의 연구진으로 본 연구 개발에 있어 기술 인프라 및 국산화를 통한 기술 축적 및 항공 사고 예방을 위한 국내 항공 안전 수준 향상에 기반을 마련하였다. 이러한 요소기술에 대한 산출물은 국내 빈약한 항공관련 연구 인력의 증가에 기여하였으며 차세대 항공관련 연구 산업에 초석이 되리라 예상된다. 본 과제를 통해 획득된 안전진단 기술 외에 항공사고 발생 시 사고분석기술도 필요하다. 이때 요구되는 기술은 정확한 데이터 분석기술이며 이 분석에 대한 정확성은 사회적 경제적 미치는 영향이 적지 않다. 이러한 관점에서 분석기술의 중요성은 국가적으로 꾸준히 연구되어야할 요소기술이다. 또한 항공사고의 분석은 장비제작사 또는 장치가 사용되어지는 국가에서 분석하게 되어 있다. 그러나 국내에서는 정부기관의 일부 부서에서만 데이터 분석기술을 보유 했을 뿐 산업계에는 아직 이러한 기술을 할 수 있는 능력만 보유했지 실제로 적용을 할 수 있는 기회가 없었다. 이에 본 과제의 파생적인 부분으로 항공 데이터 분석기술을 확보하게 되어 현재 국외에 많은 부분이 의존되어 있는 이러한 기술의 자립도를 높이리라 예상된다.

복합재 및 금속재료 구조물의 구조 건전성 진단분야라는 신 산업창출을 가능케 하고 향후 복합재료를 이용한 항공우주구조물에 광섬유 센서 및 압전트랜스듀서를 활용한 구조 건전성 모니터링이라는 후속연구를 진행하는데 필요한 기술 인프라를 구축되었다.

나. 관련 후속연구개발의 전망

본 세부과제는 소형 항공기에 대한 실시간 안전진단 기술 개발이므로 향후에는 중/대형 항공기에 적용시키는 연구를 수행할 수 있을 것이다. 더 나아가서 항공우주 분야의 구조물 및 부품의 구조 건전성 진단 기술에 적용하는 연구로 발전시킬 수 있을 것이다. 또한 항공안전기술을 응용하여 추진하는 사업은 다음과 같다.

- Wireless network-enabled systems
- Real time, reliable, and fault tolerance solutions
- Real time network centric health management
- Semi-autonomous logistics decision process



그림 263 Network Centric Systems

또한 산업의 발전과 더불어 안전에 대한 관심은 모든 구조물로 확대되고 있는 추세이며 특히, 고 신뢰성을 요구하는 원자력 발전, 빌딩, 교량, 풍력발전 등과 더불어 항공기와 같은 탑재체인 선박, 차량, 철도 등의 산업에서 안전진단의 요구가 커지고 있다. 고 신뢰성 제품을 사용하는 항공기술은 많은 부분에서 이미 다른 산업으로 파생되었다. 이러한 경험에 비추어 보면 소형항공기용 HUMS 기술도 위와 같은 많은 안전진단을 필요로 하는 기술에 파생될 수 있을 것으로 판단되며, 학회 발표 및 논문을 통해 발표된 내용만으로도 많은 산업분야에서 관련기술에 대한 요청이 들어오고 있으며 적용에 대한 논의가 이루어 지고 있다.

제 5 장 연구개발 결과의 활용계획

제 1 절 연구개발 결과의 활용

1. 연구성과의 활용방안

가. HUMS 개발 기술별 활용방안에 대한 연구

HUMS개발 시 발생된 요소기술을 기반으로 활용 가능한 항공산업분야를 조사했을 때 그림 264와 같이 분류할 수 있다.



그림 264 HUMS 소요기술별 활용

TSO 해당되지 않는 제품 중 국외 하니웰의 인증형태는 그림265과 같으며 TSO 품목에 해당되지 않기 때문에 DO-178B 인증이 반드시 필요한 것은 아니며 항공기의 요구사양에 따라 인증항목이 달라 질수 있으며 추후 적용 항공기의 요구사항에 대응할 수 있도록 DO-178B 모사인증을 통해 인증을 받을 수 있는 인프라 및 기술을 습득하였다.



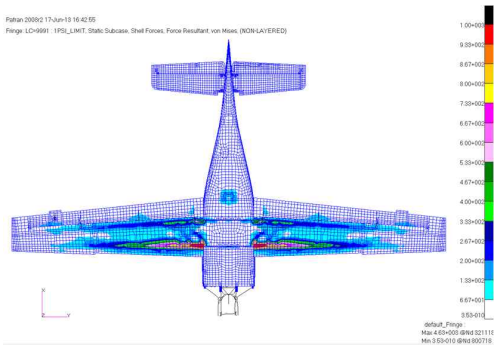
그림 265 해외 항공기 장착 사례

본 과제에서는 개발된 HUMS 제품을 다른 플랫폼에 적용할 수 있도록 개발 프로세서를 정립하였으며 5 ~ 7차 년도에 걸쳐 구성품을 2인승 소형항공기에 실제 적용하여 운용하여 그 사용 가능성을 입증하였다. 이러한 성과를 바탕으로 국내 개발 중인 무인항공기에 안전진단 기술을 적용하는 것을 확정하였으며 이를 통해 수입대체효과는 물론 국내개발 항공기의 안전성 향상을 얻을 수 있을 것으로 기대된다. 또한 항공기 안전진단 기술의 구성품들은 항공기에 적용될 수 있는 신뢰성있는 제품이므로 다리와 같은 토목 분야나 자동차, 열차와 같은 고속 운반체 등에 어렵지 않게 실용화 할 수 있을 것으로 생각된다.

항공기 안전진단기술은 전 세계적으로 연구개발 단계에 있는 기술이므로 미래 원천 기술 확보에 유리할 것이며 복합재 및 금속재료 구조물의 구조 건전성 진단 분야라는 신산업을 창출할 가능성도 예상된다. 본 과제의 진행을 통해 국외의 기술 수준 격차를 한층 좁아졌으며 앞으로 동남아등 국외로의 기술이전 및 기술교류도 가능하리라 생각된다. 따라서 향후 복합재를 이용한 항공우주구조물에 광섬유 센서 및 압전 트랜스듀서를 활용한 구조 건전성 모니터링이라는 후속연구를 진행하는데 필요한 기술수준을 확보할 수 있었다.

국내 노후 항공기가 새로운 항공기로의 대체가 늦어지고 있으며 진단 및 유지보

수 기술의 발달로 인해 노후항공기의 사용은 계속 늘어날 전망이다. 하지만 이러한 노후 항공기의 상용이 많아짐에 따라 유지보수 비용은 꾸준히 늘어나고 있으며 예측하지 못한 문제발생으로 항공기 비 가동시간 역시 증가하고 있는 실정이다. 이러한 문제를 극복할 수 있는 대안의 하나로 본 과제에서 개발된 HUMS의 사용을 생각 할 수 있다. 노후 항공기에 HUMS를 상용함으로써 운용중 지속적으로 항공기의 상태를 감시하고 주요 구조물을 감시함으로써 유지보수 비용의 절감은 물론 비 가동시간을 획기적으로 줄일 수 있을 것으로 생각된다.



본 과제와 같은 사업단에서 추진한 소형항공기(KC-100)개발 사업에 본 과제에서 개발된 HUMS를 적용하기 위해, 한국항공과의 협력을 통해 KC-100의 구조적 취약 부위를 확인하였으며, HUMS장착 시 센서 장착 위치에 대한 검토를 일부완료하였다. 또한 STC 획득을 위한 선행연구수행을 통해 KC-100 TC 획득 시 빠르게 대응할 수 있도록 준비되었으며 KC-100의 양산시 HUMS를 적용한다면 항공기 체계 안전성 확보에도 기여 가능할 것으로 생각된다. 또한 Cessna 및 다이아몬드사 등 의 항공기에 대하여도 적용을 위한 검토를 순차적으로 확대해 나갈 예정이다.

본 사업을 통하여 개발된 고장진단 부위는 항공기 사고사례 조사 및 분석기법을 통해 Critical한 부위를 선정하였으나, 이 뿐만 아니라 추후 사업화시 사용자의요구에 따라 기타 취약부위에 대한 고장진단 기술을 지속적으로 확보해 나아갈 예정이다. 소프트웨어 인증 레벨 또한 구매자의 요구에 따라 향상하여 신뢰도를 높일 수 있도록 노력예정이다.

개발된 알고리즘은 탑재가능하도록 개발되어 있으며, 추후 체계(사용자)의 요구에 따라 실시간 알림기능을 적용하여 보다 효과적인 시스템이 될 수 있도록 지원예정이다.

제 2 절 연구개발 결과의 기대

1. 연구성과의 기대효과

가. 기술적 측면

항공기의 실시간 안전진단 기술은 향후 늘어날 복합재료 구조물에 대한 구조 건전성 진단 기술로의 적용 및 응용이 가능한 미래형 고부가가치 기술이다. 미래에 항공기의 구조 건전성 진단 기술에 매우 중요한 부분인 광섬유 센서 시스템과 압전 트랜스듀서를 이용한 진동 모니터링 시스템은 기계, 광학, 전자 및 전기 공학 등의 다양한 분야가 융합된 복합적 기술로써 여러 전후방 관련 사업에 기술적 파급효과가 클 것으로 여겨진다.

항공안전기술은 1957년 미국에서 처음으로 블랙박스에 대한 설치 의무화된 이후 선진국 주도로 연구 개발되고 있다. 국내의 항공안전 관련 연구개발은 2003년 국가교통핵심개발사업을 시작으로 활성화 되었다. 국내현실조건을 선진국과 비교하였을 때 국내 항공안전관련 경쟁력은 상당히 낙후 되어있다. 그러나 다행히도 군 무기체계 그리고 우주발사체와 연계하여 항공 전자관련 유사한 시스템이 많이 개발되었고 현재에도 많은 연구가 진행되고 있다. 따라서 본 과제의 성공적 개발로 인프라를 구축하고 이를 바탕으로 항공기 적용 시 선진국 수준의 안전진단 시스템 구축이 가능할 것을 생각된다.

나. 사회·경제적 측면

현재 국내에서는 복합재료나 금속재료로 이루어진 실제 구조물에 구조 건전성 진단 기술에 대한 수요가 활발하게 일어나고 있기 때문에 본 과제를 통한 기술 확보는 향후 국내의 복합재료 건전성 진단 기술의 표준이 될 수 있을 것이다. 또한 앞으로의 대형 항공기나 항공 우주 구조물이 복합재료로 대체되고 있는 실정이므로 이 같은 구조물에 대한 구조 건전성 진단 기술의 요구에 발 빠르게 대처할 수 있을 것이다.

항공기 사고 절감으로 인한 예상수익은 다음의표와 같으며 국가별 단위 승객/km당 항공사고 비용을 비교분석하였다.

표 57 국가별 단위 승객 km당 항공사고비용 비교 (단위 : 백만원)

국가	미국	캐나다	호주	한국
백만 승객 km	1,044,868	65,313	75,742	55,711
항공사고비용	906,211	205,887	75,774	545,635
단위 승객 km당 항공사고비용	0.87	3.15	1.0	9.79

표57의 분석결과 우리나라 단위승객 km당 항공사고비용은 미국의 11배, 캐나다의 3 배 이상 높은 것으로 분석되었다. 이것은 우리나라의 단위 승객 km당 항공사고횟수가 이들 선진국보다 상대적으로 높으며 이로 인한 손실이 상당히 크다는 것을 알 수 있다. 본 과제를 통하여 국내항공안전산업에 기여하였으며 추가적으로 본 과제를 통해 발표된 논문을 통하여 국제적으로 국내의 항공안전진단 기술을 알릴 수 있었다.

다. 전략적 측면

본 과제의 목표인 항공기의 안전진단 기술을 확보함으로써 국내에서 개발된 항공기에 적용이 이루어진다면 안전성 및 신뢰성을 크게 증가시킬 수 있으므로 첨단기술 분야인 항공우주분야에 대한 국가 이미지의 제고 효과가 클 것으로 보인다. 또한 항공기의 안전진단 기술은 매우 전문적인 분야이기 때문에 관련 전문 인력 양성이 증가할 것으로 여겨진다.

항공사고방지 및 항공전자 기술개발은 국내 기술수준의 낙후로 인해 기반/기초기술 확보를 위해 국가 연구개발 과제를 발굴하고 추진하였다. 세계적인 수준인 전자/IT 기술 및 인프라를 활용하고 항공기술을 융합하여 항공기 사고를 미연에 방지할 수 있는 능동적 사고방지 기술개발을 위한 효율적인 연구 체제 구축하였다.

제 6 장 연구개발 과정에서 수집한 해외과학기술정보

제 1 절 국내외 현황

1. 국외 관련분야의 환경변화

국제민간항공기구에서 요구하는 항공안전관리시스템을 운항, 관제, 공항 등의 항공 각 분야에 적용하기 위해 연구개발을 수행하였으며 현재 실행단계에 이르고 있으나 항공안전관리시스템에서 요구하는 주요 안전프로그램들인 운항품질보증체계나 운항감시등의 시행에 관한 기술의 개발이 아직 이루어지지 않고 있으며 운항품질보증체계의 시행을 위해 필요한 운항데이터의 수집 및 평가기술은 초보단계의 수준에 머무르고 있다. 미국, 유럽을 비롯한 항공선진국에서는 항공기 사고 예방을 위한 연구를 1970년부터 수행하였으며 이를 통해 개발된 일부 시스템은 항공기에 적용되어 항공기의 사고율을 꾸준히 감소시키고 있다. 미국의 NASA와 FAA에서는 치명적인 항공기의 사고를 80%이상 줄이기 위해 연간 1억불 이상의 연구개발비를 투자하는 AvSP(Aviation Safety Program)사업과 소형항공기의 비행안전을 위한 HITS(Highway-In-The-Sky) 기술개발을 위한 SATS(Small Aircraft Transportation System)연구를 수행 중이다. 유럽은 10년 이내에 항공기의 운용비용을 20%절감을 목표로 항공기 안전감시 및 관리 항공기 운용성 평가 등의 연구를 수행하는 TATEM(Technologies And Techniques for nEw Maintenance concepts) 프로젝트를 수행중이다.

2. 국내 관련분야의 환경변화

국내 항공기 사고 예방을 위한 체계적인 연구는 산-학-연 전무하며 항공기 고장진단 및 고장진단알고리즘에 관해서는 일부 대학에서 심도 있게 연구를 수행하였다.

광섬유 센서 및 압전 트랜스듀서를 이용하여 항공기의 구조 건전성 모니터링을 하는 국내외의 환경변화는 거의 없다고 볼 수 있는데, 다른 타입의 광섬유 센서를 사용하거나 광섬유 센서와 함께 다른 센서를 함께 사용하는 하이브리드 형태의 건전성 모니터링 기법에 관한 것들이 최근 연구되고 있다.

항공기 동체 및 날개의 변형률 및 하중이력 모니터링을 위해서 기존의 FBG 센서와 더불어 Brillouin 분포형 센서가 최근 많이 연구되고 있는데, FBG 센서와는 달리 광섬유 브래그 격자를 새기기 않은 광섬유를 사용하고 한 가닥에 많은 수의 측정 지점을 만들 수 있는 Brillouin 센서만의 장점들이 있어 항공기뿐만 아니라 다른 분야에서도 그 적용성을 넓혀가고 있다.

국내에서는 항공기 사고 예방을 위한 체계적인 연구가 전무하며 항공기 고장진단 및 고장대처에 관해서는 일부 대학에서 기초연구차원의 연구가 일부 수행되어 왔다. 국내의 항공기 실시간 안전진단 기술과 관련하여 핵심기술은 학계를 중심으로 연구를 수행한 경험이 있어 일부 핵심기술 수준은 달성하였으나 항공기 적용은 경험이 없어 시스템 개발 인프라가 부족한 실정이다.

제 7 장 참고문헌.

[1] R. Isermann, Fault-Diagnosis Systems: An Introduction from Fault Detection to Fault Tolerance, Springer, 2005

[2] Mogens Blanke, Michel Kinnaert, Jan Lunze, Marcel Staroswiecki, Diagnosis and Fault-Tolerant Control, Springer, 2005

[3] 서울대학교 비행역학 및 제어 연구실, 지능형 통합 비행제어시스템 설계기법 연구 보고서, 과학기술부

[4] 임호순, 정길도, and A. G. Parlos, “진동 신호 이용 모델 기반 모터 결함 검출 시스템 개발”, 제어·자동차·시스템 공학 논문지, 제 9권, 제 11호, 2003.

[5] 이정욱, 오세창, 장민영, 이중현, 김도완, 안상석, “항공기 안전설계의 실무적 활용을 위한 설계지침 연구”, 한국시스템엔지니어링협회, 2007년도 추계 워크숍

[6] 서울대학교 비행역학 및 제어 연구실, 지능형 통합 비행제어시스템 설계 기법 연구 1단계 보고서, 과학기술부

[7] 최홍섭, "항공기의 안전과 신뢰성 향상", 대한기계학회, 기계저널 제47권 제9호

[8] 김승균, 문관영, 김유단, 이장호, " 최소여분센서를 고려한 무인기의 복합 고장 진단기법 연구", 한국항공우주학회 2003년 추계학술

[9] 김성수, 김성환, 박준한, 한민우, 박춘배, “무인항공기 탑재장비의 고장허용 시스템 연구”, 한국항공우주학회 2004년 춘계학술

[10] 정인성, 김유단, “다중센서 시스템의 동시 고장검출에 대한 연구”, 한국항공우주학회 2003년 추계학술

[11] 인종민, 임상수, 고준수, 김종섭, “다중화 비행제어시스템의 보팅 알고리즘 비교 분석”, 한국항공우주학회 2006년 추계학술

[12] 황현식, “항공전자장비의 현황과 전망”, 대한전자공학회, 전자공학회잡지 제5권 제3호

[13] 한상호, “항공전자기술의 분류”, 한국항공우주연구원, 항공우주기술 제1권 제1호

[14] Aerospace & Defense division of PCB Piezotronics, “Sensors & Systems for Flight Testing,” PCB Piezotronics사 홍보 자료

[15] R. Isermann, Fault-Diagnosis Systems: An Introduction from Fault

Detection to Fault Tolerance, Springer, 2005, Chap.6~8.

[16] 김연명, 안혁수, "항공안전 제고를 위한 기본방향과 과제", 한국교통연구원, 교통 통권 제106호, 2006, pp. 14~21

[17] 한국정보산업연합회, "임베디드 소프트웨어 개발로 첨단 고부가가치 산업인 항공산업을 전략적으로 육성하는 한국항공우주산업", FKII Digital 365 2008년도 봄호

[18] 박춘배, "항공기의 디지털 x제어", ICASE MAGAZINE Vol. 6, No. 5

[19] 정봉구, 박종혁, "항공안전 관리 시스템(SMS) 소개", 항공우주기술산업동향, 2004, pp.120~128

[20] Gordon B. Aaseng, "Blueprint for an Integrated Vehicle Health Management System", IEEE, 2001, 3~6p

[21] Honeywell, HUMS Product Line Overview, 2006, Honeywell

[22] Marty Dowling, "Health & Usage Monitoring Systems", Boeing company, 2000, p13

[23] Carl S. Byington, P.E., Matthew Watson, Patrick Kalgren and Robab Safa-Bakhsh, "Metrics Evaluation And Tool Development For Health And Usage Monitoring System Technology", HUMS 2003 conference, 2003, p36

[24] 홍교영, "HUMS (Health & Usage Monitoring System) in FOQA and Avionics", 항공기술연구소, 2008, p12

[25] 항공안전기술 특허동향, 특허청

[26] 정도희, 신성관, 성기정, 송병흠, "소형항공기용(반디호) 몰드 제작 기술개발," 한국항공운항학회지, 제13권, 제1호, 2005.

[27] CHADWICK, "Vibration Management System II(VMS II) for DASH 8" 1999

[28] Wieslaw Staszewski "Health Monitoring of Aerospace Structures" 2004

[29] Branko Glisic and Daniele Inaudi, "Sensing tape for easy integration of optical fiber sensors in composite structures," 2003.

[30] Y. Botsev, N. Gorbatov, M. Tur, A. K. Green, I. Kressel, U. Ben-Simon, G. Ghilai, E. Shafir, G. Berkovic and S. Gali, "Smart Bonded Composite Repairs for Aging Aircraft," 2003.

[31] Hideaki Murayama, Kazuro Kageyama, Hiroshi Naruse, Akiyoshi Shimada and Kiyoshi Uzawa, "Application of Fiber-Optic Distributed Sensors to Health Monitoring for Full-Scale Composite Structures," Journal of Intelligent Material Systems and Structures, vol. 14, 2003.

[32] Daniel C. Betz, Lothar Staudigel and Michael N. Trutzel, "Structural Monitoring Using Fiber-Optic Bragg Grating Sensors," Sage Publications, vol. 2(2), pp. 145-152, 2003.

[33] Takashi Yari, Kanehiro Nagai, Masahito Ishioka, Kazuo Hotate and Yasuhiro Koshioka, "Aircraft Structural Health Monitoring using on-board BOCDA system," Proc. of SPIE, vol. 6933, 69330S, 2008.

[34] G. Wang, K. Pran, G. Sagvolden and G. B. Havsgard, "Ship hull structure monitoring using fibre optic sensors," IOP Publishing Ltd Printed in the UK, 2001.

[35] Michel Bugaud, Pierre Ferdinand and Stephane Rougeault, "Health monitoring of composite plastic waterworks lock gates using in-fibre Bragg grating sensors," IOP, 2000.

[36] Christopher Baldwin, Jason Kiddy and Toni Salter, "Fiber Optic Structural Health Monitoring System : Rough Sea Trials of the RV Triton," IEEE, 2002.

[37] Branko Glisic and Daniele Inaudi, "Health monitoring of a full composite CNG tanks using long-gage fiber optic sensors," 11th SPIE's Annual International Symposium on Smart Structures and Materials, vol. 5384-7, 2004.

[38] 홍교영, "HUMS (Health & Usage Monitoring System) in FOQA and Avionics", 항공기술연구소, 2008, p12

[39] Gordon B. Aaseng, "Blueprint for an Integrated Vehicle Health Management System", IEEE, 2001, 3~6p

주 의

1. 이 보고서는 국토교통부에서 시행한 항공안전기술 개발사업의 최종보고서입니다.
2. 이 보고서의 내용을 발표할 때에는 반드시 국토교통부에서 시행한 항공안전기술개발사업의 연결과임을 밝혀야 합니다.
3. 국가과학기술 기밀유지에 필요한 내용은 대외적으로 발표 또는 공개하여서는 아니 됩니다.

본 보고서와 관련하여 문의를 원하시는 분은 아래의 문의처로 연락을 주시기 바랍니다.

■ 문의처 : **국토교통과학기술진흥원** TEL 031)381-6311
항공안전기술개발사업단 TEL 042)870-3581
단암시스템즈(주) TEL 031)420-4300
한국과학기술원(KAIST) TEL 042)350-3752
한양대학교 TEL 02)2220-1685

07항공-안전02

실시간안전진단시스템(HUMS)개발 최종 보고서

■ 발행일 / 2013.08.26
■ 발행처 / 단암시스템즈(주)
경기도 안양시 동안구 관양동 799번지 메가밸리 701호
TEL : 031-420-4300(대)
■ 인쇄처 / 삼 일 사