

항공기 안전성 시험평가에 대한 고찰(중)

한국항공우주연구소 기술연구부장 류정주



조종, 제어계통

항공기 조종제어계통 인증계획

(1) 개요

비행제어시스템은 구조, 추진분야와 마찬가지로 조그마한 결함이나 오동작에도 치명적인 사고 또는 위험에 직면하게 된다. 특히 정적인 상태에서는 이상 유무를 알기 힘들며 비행중과 같은 상황에서 동적으로 연계되고 조종사의 개별적인 기법 또는 비행과정의 차이 및 자연상태의 조건에 따라서도 다를 수 있기에 더욱 섬세하고 복잡하다 할 수 있다. 특히 예전의 항공기에서는 설계 개발된 항공기의 동적 특성과는 거의 무관하게 속도계, 고도계등의 비행계기, 통신장비, 항법계기로 구성되고 각각의 트림 및 일부의 안정성증강시스템으로

구성되어 각각의 부품 및 별개의 subsystem level에서 확인하는 것이 거의 전부라고 할 수 있다. 그러나 현대의 항공기는 디지털시스템을 채용하여 고도의 성능을 내기 위하여 비행상태에 따라 각각 다른 소프트웨어로 각각의 시스템이 서로 커플링되어 있으며 S/W와 H/W와의 명확한 구분이 힘들게 되어있으며 점점 더 복잡하고 개발 비용 및 비행과 동적 유사상황에서의 검증 비용이 증대하고 또한 인증과 검증과의 경계설정도 명쾌하지 않다.

특히 다른 부문과는 달리 동적 상황에서의 비행제어시스템은 실시간적인 작동에 대한 확인으로써, 비행상황 및 동적상황의 연출과 그에 대한 반응시스템으로서의 S/W와 기계전자 H/W의 연계가 중요하면서도 복잡하다. 또한 비행제어시스템의 개발 중에는 비행특성이 가장 중요한 인자임에도 불구하고 항공기가 완성되어 비행하기까지는 어디까지나 예측모델을 사용할 수밖에 없으며 비행시작후 및 형식승인 이후에도 지속적인 S/W의 개량 및 보안을 생각해서 개발을 수행하고 향후 인증에 필요한 행위 등을 감안

하여 경제적이고 체계적인 계획을 만들어야 할 것이다.

항공우주산업에 관한 기술과 경험이 가장 앞서 있다고 하는 미국에서도 하드웨어에 관한 개발과 인증에 대해서는 명확한 기준과 경계가 설정되어 있으나 능동 제어, 고장 진단, Full Authority Flight Control과 같은 신기술과 더불어 소프트웨어에 많은 부분을 의존하고 있는 디지털 비행제어 시스템과 항공전자 시스템에 대해서는 개발 과정에서의 검증과 인증과의 연계 등에 많은 혼선을 초래하게 되어 '75년부터 FAA와 NASA가 공동으로 출연하여 연구를 진행하기 시작하였고, 그 과정 중에 훈령과 고시를 발행하는 한편 '93년에 지침서를 발간하였다. 대개의 경우 검증 단계는 개발그룹과는 분리된 in-house group내의 Independent Test Organization(ITO)에 의해 행해지는데 제3의 계약자 또는 government agency에 의해서 수행될 권고하고 있다.

우리 나라는 현재 항공산업의 부품제작 및 제작하청 단계에서 체계적인 항공기 개발을 시도하고 있는 단계에 있으며 앞으로의 설계개발

과 검증에 대한 역할구분에 있어서는 미국의 오랜 경험 속에서 얻어진 권고안들을 수용하는 방향으로 나아가는 것이 바람직하다고 본다.

본고는 비행제어 분야에 대한 설계검증절차를 해석적 검증과 시험적 검증분야로 나누어 보았을 때 단계별 검증시험에 대하여 살펴 보았고, 인증에 관련된 성능 규정과 인증절차에 대한 문헌 조사와 아울러 항공우주연구소의 계획도 일부 언급하였다.

(2) 각 단계별 업무

비행제어 시스템 개발은 개념정립, 기본설계, 상세설계, Integration & Validation, 비행시험 및 인증 5단계로 나눌 수 있으며 각 단계별 내용은 다음과 같다. 개념설계 단계에서는 초기 인증에 관련된 요구사항 정립, FCS Spec., FCS architecture trade off, 시스템 정의(S/W, H/W), Reliability & Maintainability 그리고 Verification, Validation & 비행시험 계획 등을 수행한다. 기본설계 단계에서의 업무는 시스템 Spec.을 좀 더 구체화시키며 H/W 및 S/W 각 구성품에 대한 Spec. ICD, 신뢰성, 유지 등에 대한 구체적인 분석을 수행하며 시험 요구사항, 시뮬레이터 및 실험실 Spec., 구성품/시뮬레이터/시험시설에 대한 RFI 발송 그리고 형상

관리 및 PDR을 수행하며 상세설계 단계에서는 앞에서 언급한 항목에 대한 마무리 작업 및 control laws design & verification, autopilot, navigation & automatic landing, 안정 및 조종성 분석 그리고 FCS S/W를 개발한다. 그리고 Integration and Test 단계에서는 개발한 소프트웨어에 대한 검증 및 타당성, flying qualities simulator, laboratory integration tests, A/C ground test 등을 수행한다. 최종적인 마무리 단계로 각 시스템에 대한 작동 및 타당성 점검을 실질적인 비행시험을 통하여 수행하며 인증을 받기 위한 작업을 수행한다.

(3) 관련규정

항공기 설계에 적용시키는 FAA(or JAA)규정은 최소값만을 의미하기 때문에 최소한 이 규정은 지켜져야 한다. 비행제어 시스템의 경우 Mechanical 시스템에 대한 규정은 많은 부분이 정리되어 있으나 현 추세는 FBW 시스템을 적용하는 추세이므로 이에 대한 보완이 있어야 할 것이다. 본문에서는 비행제어 시스템을 개발하는데 적용되는 규정과 대표적인 내용에 대해 알아보았다.

■ FAR 25.1309 (Equipment, Systems, and Installation)

항공기 시스템은 아래와 같은

조건이 되도록 설계되어야 한다.

- 항공기의 안전한 비행 및 착륙을 저해하는 어떤 장애 조건의 발생이 'extremely improbable' 조건을 만족

- 항공기의 성능 및 불리한 조작 상황에서 승무원의 능력을 감소시키는 임의의 다른 장애 조건의 발생이 'improbable' 조건을 만족

- Advisory Circular 25.1309-1A (System Design Analysis)

- 기능고장에 따른 용어정의 및 해석은 표 1과 같다.

- MIL-F-9490 (FCS design, installation, test of piloted aircraft, general spec.)

- 운용상태 및 기능에 따라 각각 표 2와 같이 정의하고 있다.

- Essential은 FAR 25.1309에서 정의한 것과는 다르며 'extremely remote'는 표3과 같이 probability of failure를 설명한다.

비행제어 및 항공전자 시스템에 대하여 설계, 개발, 적용 각시점에서 이루어지는 검증(Verification and Validation)업무는 시스템 구성요소로서 하드웨어와 소프트웨어에 대한 시험(Test)과 평가(Evaluation)로 이루어진다. 이는 최종적으로 인증을 받기 위한 준비 작업으로서 특히 시스템 개발 또는 통합운용시 규정에 명시된 사항을 만족하는지 판단되어야 한다.

기고 정책

'75년 FAA와 NASA에서는 디지털 비행제어 및 항공전자 시스템에 적용하는 안정성 보장 기술을 향상시키기 위한 공동연구 프로그램을 계획하여 진행함으로써 이 부분에 연구투자가 이루어지고 있으며, '76년에는 정부와 산업체간 워크샵을 개최하여 비행제어 및 항공전자 시스템 분야에서 인증절차에 따른 시간낭비를 줄이고 불합리한 비용지출과 안전성에 역행하는 문제에 대한 검토가 이루어졌으며, 산업체에서 제기된 권고안들이 체

계적으로 분류 및 분석되어 FAA 내에서 검증기술 연구개발 전략으로 채택되었다.

비행제어 및 항공전자 시스템 검증절차 또는 인증관련하여 FAA에서 규정 내지는 권고사항으로 채택하도록 시험절차를 제시하고 있는 표4와 같은 정부 또는 산업체의 그룹들이 있으며 이들 그룹에 의해 제시되고 있는 검증 및 인증관련 문서로서 중요한 문서로는 표5와 같은 것들이 있다. 또한 FAA에서는 항공기와 항공기내 시스템이 인증을

위하여 만족하여야 하는 요구조건에 대하여 지상에서 수행되는 절차, 규칙, 지침들을 규정하고 있으며 관련된 규정으로는 표6과 같다.

이러한 FAR 규정에 부속으로 권고안을 들으로써 산업체에서 제시하는 새로운 검증기술이나 개선안들에 대한 고려사항을 언급하고 있다. 이러한 예로서 FAA AC 20-115에서는 RTCA Document DO-178에 대한 주의를 요청하고 있으며 FAA의 TSO(Technical Standard Order), TC(Type Certification), STC(Supplemental Type Certification)에 이 문서가 어떻게 적용될 수 있을 것이기를 언급하고 있다. 전자장비 또는 디지털 컴퓨터 기술을 사용하는 시스템을 개발하고자 하는 시스템 개발자는 RTCA Document DO-178에 언

급된 사항을 준용하여 개발할 수 있으며, 그러나 그것이 바로 FAA인증을 의미하는 수단은 아니며 FAA에서 특별한 규정을 위하여 제한된 범주를 명시하는 Advisory Circular를 발표할 수 있음을 밝히고 있다.

주요 조종제어계통 시험

인증(Certification)에 대한 정

〈표 1〉 기능고장에 따른 AC 25.1309-1A해석 및 정의

FAR 25.1309 용어	Failure Condition	Effect on Performance	Qualitative Probability	Quantitative Probability
extremely improbable	Catastrophic	안전한 비행 및 착륙 방해	전기중 운용 수명 동안 발생 확률 희박	$<10^{-7}/\text{ft-hr}$
improbable	Major	안전여유 또는 기능성의 현저한 저하	한 기종의 수명 동안 가끔 발생함	$<10^{-5}/\text{ft-hr}$ $>10^{-9}/\text{ft-hr}$
probable	Minor	현저한 저하 없음	항공기 수명 동안 한 번 발생	$>10^{-5}/\text{ft-hr}$

〈표 2〉 운용상태 및 기능에 따른 MIL-F-9490해석 및 정의

운용상태별	CLASS	Operation
	I	Normal Operation
II	Restricted Operation	
III	Minimum Safe Operation(May not Complete Mission)	
IV	Controllable to Immediate Emergency Landing	
V	Controllable to Evacuable Flight Condition	
기능별	Essential	비행조종 시스템 성능이 운용상태 III 이하로 저하되는 상태 (extremely Remote)
	Flight Phase Essential	오직 특별한 flight phase에서만 "essential"과 동일한 상태
	Non-critical	장여가 안정성에 영향을 미치지 않거나 운용상태 III이하로 조종능력운 감소시키지 않는 상태

〈표 3〉 항공기 분류에 따른 고장확률 한계

Aircraft Category	Extremely Remote
Heavy Bombers, Transports, Cargo & Tankers (MIL-F-8785 Class III Aircraft)	$<5 \times 10^{-7}/\text{ft-hr}$
All Rotary Aircraft	$<25 \times 10^{-7}/\text{ft-hr}$
All Other Aircraft (MIL-F-8785 Class I, II & IV Aircraft)	$<100 \times 10^{-7}/\text{ft-hr}$

의 및 법적요구 행위는 거의 명백하다 할 수 있으나 검증(Verification & Validation)에 대한 정의는 정확하게 내릴 수 없는 것 같으며 검증행위의 대부분의 결과 및 중간과정 결과가 인증에 필요한 입력이 되지만 정확한 경계는 없어 보인다. 보통의 경우 Verification은 소프트웨어의 논리적 정확성이나 신뢰성 조사 및 설계 명세서에 명시된 기능을 제대로 수행하는가에 대한 소프트웨어 개발자가 수행하는 시험(software testing)을 의미한다. Validation은 비행시험과 같이 가능한 모든 비행환경에서의 시험을 통하여 실제 비행체의 제어시스템이나 전자시스템이 항공기에 직접 탑재되어 조종면 구동장치, 센서, 서보 등과 함께 작동할때의 동작상태나 입·출력상태를 조사하여 설계시스템이 사용자의 요구조건을 만족시키는가를 증명하는 작업을 의미한다.

비행제어 시스템 및 항공전자 시스템은 설계 비행 범주의 모든 비행 환경 및 상황설정에 대하여 성능 및 신뢰성 거동을 정확히 예측할 수 있어야 하고 명확하게 확인된 부품을 사용하여 구성하여야 한다. 비행제어 관련 시험적 검증업무는 비행제어 시스템과 항공전자 시스템으로 대별되는 시스템 성능 및 신뢰성에 대한 시험평가로 이루어진다.

대개의 경우 시험은 성능평가와

보장성 분석(Assurance Analysis)의 두가지로 나누어지게 되며, 상호의존적으로 수행된다. 성능평가는 소프트웨어가 시스템의 요구조건을 만족하는가에 대한 확인작업과 함께 효율적으로 설계되고 코딩되었는지의 여부 및 각 시스템의 오동작시에 전체 시스템이나 하부시스템의 성능에 영향을 미치는 가에 대한 검토작업까지도 포함해야 한다.

보장성 분석은 Operational Flight

Program(OFP)이 설계시 목적으로 한 기능의 수행여부와 작동시에 시스템의 성능을 감소시킬 정도의 오동작을 일으키는 가에 대한 확인 작업 및 시스템의 안전성 및 보안성의 보장에 대한 평가를 수행한다.

실제적인 시험평가에 앞서서 수

〈표 4〉 비행제어 및 항공전자 시스템 인증관계 그룹

<ul style="list-style-type: none"> • RTCA (Radio Technical Commission) • SAE (Society of Automotive Engineers) • ARINC (Aeronautical Radio) • NASA (National Aeronautical and Space Administration) • DOD (Department of Defence) • U.S. Air Force (USAF) • U.S. Navy (USN) • U.S. Army (USA)

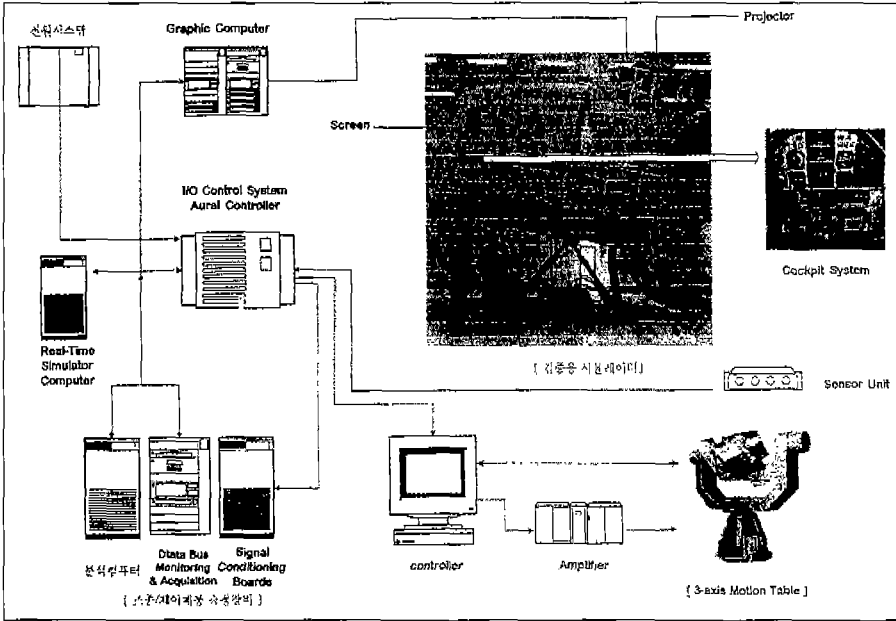
〈표 5〉 검증 및 인증관련 주요문서의 예

Document	Title
RTCA DO-160A	"Environmental Conditions and Test Radio Technical Commission for Procedures for Airborne Equipment"
RTCA DO-178	"Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification"
SAE S-18A Committee Draft ARP 926B	"Fault/Failure Analysis Procedure for Hardware/Systems"

〈표 6〉 비행제어 및 항공전자 검증 및 인증관련 FAA규정의 예

Document	Title
Order 8110.4.8	"Type Certification"
FAA AC 25.1309-1	"FAR Guidance Material, Airplane System Design Analysis"
FAA AC 120-28C	"Criteria for Approval of Category IIIa Landing Weather Minima, Airworthiness Approval for Category IIIa Airborne Systems"
FAR 25.671	"Control System"
FAR 25.672	"Stability Augmentation and Automatic and Power Operated Systems"
FAR 25.673	"Two-Controlled Airplanes"
FAR 25.1301	"Function and Installation"
FAR 25.1303	"Flight and Navigation Instruments"
FAR 25.1309	"Equipment, Systems, and Installation"
FAR 25.1321	"Arrangement and Visibility"
FAR 25.1329	"Automatic Pilot System"
FAR 25.1331	"Instruments using a Power Supply"
FAR 25.1333	"Instruments Systems"
FAR 25.1335	"Flight Director Systems"
FAR 25.1351	"Electrical Systems and Equipment"

〈그림 1〉 조종 및 제어계통의 시험평가 시설



행되어야 할 사항은 시험 요구조건을 설정하는 것이며 시험에 사용할 도구의 선정 및 시험방법에 대한 결정은 시험비용 및 시간등을 고려하여 결정하게 된다.

시스템 시험을 통한 최종적인 검증작업은 실제적으로 비행시험을 통하여 진행하는 것이 가장 좋은 방법이지만 고가의 비용과 위험요소가 높다는 단점이 있다. 한 예로 '76년 미국에서 수행된 L-1011 비행시험 프로그램(Flight Test Program)은 한시간당 약 10,000 달러의 비용이 소요되는 것으로 추정되었다. 보잉 767의 인증을 획득하기 위한 비행시험 시간이 약 1,200 시간인 것을 가정하면 엄청난 비용이 들어가는 것을 알 수가 있다. 따라서 위와 같은 비행시험

의 단점으로 인해서 하드웨어와 소프트웨어의 시스템 통합 및 검증작업을 수행하기위한 방법으로 그림 1에 도시된 시험평가시설에서 다음과 같은 단계적인 시뮬레이션 방법을 통한 비행시험전 지상시험이 이루어지고 있다.

(1) Ground Simulation

Ground Simulation은 주컴퓨터에서 평가하고자 하는 대상시스템 하드웨어를 소프트웨어로 구성하여 시스템기능을 평가하는 개발 시험이다.

(2) Hot Bench

비행제어 또는 항공전자 시스템의 경우 항공기에 장착 운용중에 정비요원에 의하여 정상적인 정비

차원에서 교체되거나 대체될 수 있는 최소한의 시스템 단위로 LRU (Line Replacement Unit)가 사용되고 있다. Hot Bench는 LRU와 LRU에 내장된 소프트웨어들이 개발요구조건을 만족하고 있는지 또는 필요시 변경이 가능한 것인지 확인하기 위한 LRU 단위에 대해 이루어지는 시험이며 시험중인 LRU는 공통시스템을

구성하는 다른 LRU와 연계되어 시험되기도 한다.

부시스템의 하드웨어와 소프트웨어 검증도 Hot Bench 시스템을 사용하여 수행될 수 있으며, LRU와 이에 내장된 소프트웨어는 항공기에서 사용되는 것과 동일한 것이며 시험계획에 요구된 사항에 대한 타당한 시험이 이루어지면 부시스템에 대한 LRU의 평가가 이루어질 수 있다.

Hot Bench 시험의 최소한의 의미는 시험결과를 통해 다른 상위의 시뮬레이션 시험결과나 비행시험 결과에 대한 신뢰성을 증가시키는 데 있다.

(3) Hardware-In-the-Loop Simulation(HILS)

HILS는 주컴퓨터에서 평가하고자 하는 대상시스템 하드웨어를 소프트웨어로 구성하여 시스템기능을 평가하는 Ground Simulation 과 시스템 하드웨어를 단위별로 평가하는 Hot Bench를 실시간 시뮬레이션 환경에서 통합한 것이다. 또한 Iron Bird Simulation은 시스템 구축에 상당한 비용과 시설용적이 요구되고 있는 반면에 HILS는 Iron Bird Simulation 시험을 수행하기전 검증용 비행시뮬레이터에 의한 Pilot-In-the-Loop 시뮬레이션과 함께 시스템 성능평가를 위해 사용되고 있다.

(4) 비행 시뮬레이터

비행 시뮬레이터는 제어시스템 대신 조종사가 직접 모의재현된 시뮬레이터 환경에서 비행을 조종함으로써 개발항공기의 비행성 및 조종성을 평가하는 시험이다. 항공기 개발의 기본설계확인 단계에서 이착륙 및 비정상 비행상태하의 비행성 및 조종성을 평가하고 상세설계 단계에서 조종석과 항공전자장비의 성능확인과 HILS시험을 수행하고 비행시험 단계에서 시험비행 조종사의 적응훈련 및 비행시험자료의 평가 분석에 사용될 수 있다. 대체로 항공기 개발의 전과정에서 걸쳐서 사용될 수 있으며 항공기의 사고원인 분석과 비행조종에 대한 인간공학적 연구에도 활용이 되

고 있다.

(5) Iron Bird Simulation

Iron Bird Simulation은 되먹임 실시간 환경과 다중 컴퓨터 시스템에서 운용되는 실제 항공기에 맞먹는 부시스템으로 이루어진 시뮬레이션의 복합체로서 개발항공기의 비행제어, 조종계통, 제어면 구동시스템, 항공전자 시스템을 평가하는 수단으로 실제 시스템 구축을 위해서 항공기 시스템 개발에 맞먹는 비용이 요구되고 있다.

(6) Airborne Simulation

Airborne Simulation은 지상 시뮬레이션과 비행시험을 통합한 것으로 비행시뮬레이터의 운동판 대신 개조된 실제항공기를 사용하여 지상 시뮬레이터 컴퓨터 시스템을 장착하고 실제비행을 통하여 대상항공기의 성능을 평가하는 In-Flight Simulation시험이다.

이와 같이 지상에서 이루어지는 시뮬레이션에 의하여 대상항공기의 비행성능을 평가 및 예측하며 최종적인 시험평가는 비행시험을 통하여 수행된다. 따라서 지상시험은 개발시험이고 비행시험이 인증시험이라 하겠으나 이와 같아서는 소요시간과 비용이 막대하여 경쟁력이 있을 수 없으므로 많은 지상 시험의 결과 및 과정으로 비행시험

에 의한 인증을 대체하고 있다.

비행시험

개요 및 목적

비행시험이란 광범위하고 일반적인 용어로서 다분히 여러 가지 의미를 내포하고 있다. 대개는 항공기, 미사일, 인공위성, 우주수송선과 같은 비행체의 시제품 또는 연구용시제품의 비행자료를 취득하여 비행성능을 규정하고, 차후의 개발 및 보완 방향을 설정하거나 설계개념과의 일치성을 확인하는 것을 뜻한다. 이러한 비행시험은 어떠한 대상이든 계획, 계측장비, 데이터획득, 데이터처리, 해석, 결과보고의 과정을 포함한다.

비행시험은 우리가 임의로 변수들을 조작하거나 연출할 수 없는 실제상황에서 벌어진다. 예를 들어 풍동시험을 통해 비행상황에 대한 속도, 고도, Mach Number, Reynolds Number, 열역학적 매개변수들에 대해 동일한 값을 제공할 수 있다. 그러나 그 중 일부만 시뮬레이션이 되는 것이고 동시에 모든 것이 같을 수 없다. 비행시험만이 실제 비행상황에서 비행체 또는 비행체의 구성품에 대한 거동에 대한 확인이 가능하므로 설계목표에 대한 최종확인과정이나 인증당국의 인증법규에 대한 합치성증명은 비행시험으로 종료된다.

비행시험은 우리가 원하는 모든 변수에 대해 모두가 일치하지 않는 조건에서도 수행되어야 한다. 왜냐하면 우리가 원하는 때에 원하는 조건에 맞는 상황이란 만나기 무척 힘들거나 불가능하기때문이다. 따라서 비행시험은 우리가 원하는 때에 우리가 원하는 조건이나 상황을 연출할 수 있는 일반적인 실험과는 상당히 다르다.

비행시험은 대개 비용이 많이 들고, 조그마한 결함이나 오동작에도 엄청난 피해가 유발되므로 가능한 모든 기술과 지식을 동원하여 지상시험으로 대체 할 수 있는 방법을 찾게되고 비행시험기술도 이론적 개발, 장비의 투자, 자료처리 기술 등이 주어진 비행시험기회에서 보다 많은 자료와 정보를 추출하는 방향으로 나아가고 있다.

비행시험은 해석적으로 가장 안전한 형상으로 극히 간단한 비행경로를 취하는 초도비행과 이착륙, 실속접근, 선회, 상승, 강하의 비행과정과 엔진, 비행제어시스템, Landing Gear의 조작과 브레이크의 조작을 포함하는 초기 감항성 확인 시험으로부터 출발한다. 물론 초도비행에 대한 불확실성의 해소를 위한 항공기의 지상작동시험 및 저속 및 고속활주시험은 충분히 하여야 한다.

이후에는 반복적인 이륙, 상승, 수평, 선회, 착륙 등의 안전성이

확인된 영역으로부터 조금씩 비행영역을 넓혀가며 비행가능영역을 확인하는 비행영역확장시험을 한다. 그뒤로는 종축 정/동안정성 및 횡축/수직축에 대한 정/동안정성, 비행경로안정성, 무게중심변동, 비행중량의변화, 실속특성, 스피ん특성을 탐구하고 확인하는 조종성/안정성시험을 수행한다.

다음에는 이착륙성능, 순항성능, 강하성능 및 Engine Flameout Landing, One Engine Out과 같은 비상성능을 측정하고 확인하는 성능시험과 통신/항법장비, 레이다, 기내환경조절시스템, 여압장치, EMI/EMC, 자동비행조종장치, 서리제거장치, 방빙시스템 등에 대한 시스템시험을 하게된다.

최종적으로 비행안전에 관련된 일련의 모든 시험항목과 형식승인 신청에 명시된 비행영역에서의 정상 및 비상 상태에서 안전비행을 입증하는 인증시험(운용성확인시험)을 통하여 인증당국에서 대상항공기에 대한 운용한계 및 조건을 수용하므로써 종료된다. 항공기의 운용중에 발견된 결함이나 성능개선을 위하여 설계변경이 있을 때에는 재인증시험(Recertification testing)이 있을 수 있다.

현재까지의 항공기 인증비행시험은 항공기의 비행성에 대한 영역 및 조건 위주이고 궤적이나 경로에 관해서는 항법장비자체의 적합성

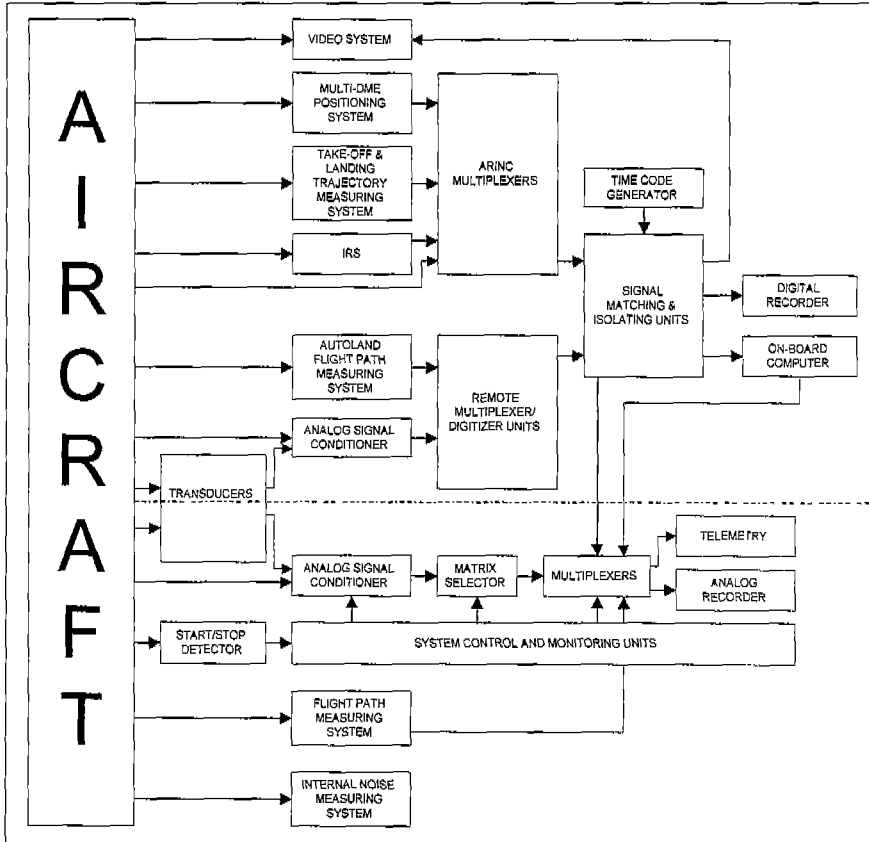
과 착륙에 관한 ILS장비자체에 대한 운용조건 및 성능에 대한 등급을 매기는 정도였다. 그러나 근래에 증대하는 항공기수송량 및 빈도에 비추어 항공항행시설 및 활주로의 부족은 새로운 항공항행 및 관제시스템을 필요로 하게 되어 위성항법과 위성증계데이터 통신 및 감시를 근간으로 하는 위성항행시스템 (FANS: Future Air Navigation Sytem)과 항법장비, 항공기의 자동비행조종장치 및 수동비행시 조종사의 비행조작오차, 항공기의 비행운동특성에 따른 경로오차를 포함한 TSE (:Total System Error)를 확률적으로 Inner Tunnel과 Outer Tunnel로 구성된 경계로 등급을 매기는 RNP(Required Navigation Performance)가 사용될 전망이다. 항공기의 RNP level에 따라서 항공관제시 항공기끼리의 고도 및 수평분리 정도를 달리 하고자하는 것이다.

위험요소분석, 실패모드 및 효과분석(FMEA: Failure Modes and Effects Analysis), fast time simulation 등에 관한 요건을 포함하고 있는 현재의 인증비행실무 지침인 FAR25.1309를 따르면서 RNP개념을 도입하는 방법이 현재 ICAO 와 FAA 에서 연구중이지만 향후 인증비행시험은 현재의 비행성 뿐 아니라 항행성까지 포함하게

<표 7> 인증 비행시험과 관련된 FAR항목

인증 절차 관련	○ CERTIFICATION BASIS	FAR 21.15, 21.16, 21.17, 21.91, 21.101
	○ ISSUE OF TYPE CERTIFICATE	FAR 21.21, 21.25, 21.35
	○ FLIGHT TESTS	FAR 21.35, 21.39, 21.53, 21.91, 21.101
	○ REFERENCE DATA	FAR 21.15, 21.31
형식 승인 제한	○ APPROVED CATEGORIES	FAR 25.1
	○ KINDS OF OPERATION	FAR 25.1, 25.1525, 25.1583, 25.1415
	○ MINIMUM FLIGHT CREW	FAR 25.1523, 25.1583
	○ MAXIMUM OPERATING ALTITUDE	FAR 25.1527
	○ FLIGHT LOAD FACTORS	FAR 25.1501, 25.1583
	○ WEIGHT AND CENTER OF GRAVITY LIMITS	FAR 25.23, 25.25, 25.1519
	○ OPERATING LIMITATIONS AND INFORMATION	FAR 25.1501, 25.1505, 25.1507, 25.1511, 25.1585, 25.1521, 25.1583
	○ PLACARDS	FAR 25.1541, 25.1547, 25.1553, 25.1557, 25.1567, 25.1583,
장비 및 비행 운용	○ INSTRUMENT MARKING	FAR 25.1541, 25.1553
	○ REMOVABLE BALLAST	FAR 25.1557
	○ CONTROL SYSTEMS	FAR 25.655, 25.671, 25.675, 25.677, 25.679, 25.685, 25.697, 25.699, 25.701
	○ PILOT COMPARTMENT	FAR 25.771, 25.773
	○ COCKPIT CONTROLS	FAR 25.777, 25.781, 25.995, 25.1141, 25.1143, 25.1147, 25.1149, 25.1153
	○ CONTROL MARKINGS	FAR 25.1555
	○ OPERATIONAL MARKINGS AND PLACARDS	FAR 25.1541, 25.1557, 25.1583, 25.1415
	○ INSTRUMENT ARRANGEMENT AND VISIBILITY	FAR 25.1321
	○ CRASHWORTHINESS PROVISIONS	FAR 25.561
	○ EXITS	FAR 25.807
	○ SEATS	FAR 25.785
	○ AIRPLANE FLIGHT MANUAL	FAR 25.1581, 25.1583, 25.1585, 25.1587, 25.1589
동력 원치	○ FIRE PROTECTION	FAR 25.1189
	○ POWERPLANT	FAR 25.901, 25.939, 25.951, 25.993, 25.1017, 25.1123, 25.1193, 25.1141, 25.1337, 25.1013, 25.1017, 25.1189, 25.1091
	○ ELECTRICAL SYSTEMS	FAR 25.1351, 25.1367
	○ EQUIPMENT AND OPERATIONAL FEATURES	FAR 25.729, 25.843, 25.1001, 25.1301, 25.1321, 25.1327, 25.1331, 25.1335, 25.1329, 25.1541
비행 성능	○ FUEL SYSTEM	FAR 25.959, 25.1553, 25.1583
	○ COOLING	FAR 25.1041, 25.1043, 25.1047
	○ AIRSPEED CALIBRATION	FAR 25.1323
	○ AIRFLOW VARIATION	FAR 25.1325
	○ DETERMINATION OF STALLING SPEED	FAR 25.201
비행 성능	○ CLIMBS	FAR 25.117, 25.1587
	○ TAKEOFF	FAR 25.105, 25.107, 25.111, 25.113, 25.115, 25.1587
	○ TRIM	FAR 25.161, 25.255
	○ STATIC STABILITY AND CONTROL	FAR 25.171, 25.173, 25.175, 25.177, 25.145, 25.147
	○ STALL CHARACTERISTICS	FAR 25.201, 25.203, 25.207
	○ POWER ON COORDINATED 30° BANKED TURN STALL	FAR 25.143, 25.201, 25.203, 25.251, 25.207
	○ HIGH SPEED CHARACTERISTICS	FAR 25.253, 25.959, 25.1553, 25.1583
궤· 수상 조작	○ MULTIENGINE FLIGHT CHARACTERISTICS - CRITICAL ENGINE INOPERATIVE	FAR 25.161, 25.147, 25.149, 25.205, 25.253
	○ LONGITUDINAL AND DIRECTIONAL CONTROL	FAR 25.231, 25.233, 25.235, 25.237, 25.239

<그림 2> Fokker 100의 Data Acquisition System



원격 자료송신장치의 구성을 살펴보았다.

Data Acquisition System은 크게 DMRS (Digital Measuring and Recording System)과 AMRS (Analog Measuring and Recording System) 두 부분으로 나누어 볼 수 있다. Data Acquisition System의 보기로 Fokker Aircraft Co.의 Fokker 100의 Data Acquisition System을 그림 2에 옮겨 놓았다.

DMRS는 그림2의 점선 위를 차지하는 부분이다. DMRS는 크게 AMUX (ARINC multiplexers),

되어 인증비행시험절차가 까다롭고 업무량이 증대될 전망이다.

관련법규

미국의 FAR에서 인증비행시험에 관련된 조항은 표7와 같다.

비행시험관련장비

비행시험 장비라 하면 대개는 항공기의 비행성능에 관한 측정을 연상하기 쉬우나 비행시험관련규정들을 보면 구조시험, 계통시험, 장

비시험, 엔진의 성능 등과도 연계되어 항공기 개발시 수행하는 비행 시험에서는 개발의 단계에 따라서 또는 개발방향에 따라 편차가 심하다. 인증비행시험시에도 구조 및 조종면과 조종계통, 항법/비행제어 장비, 엔진 등의 성능과 운용조건 등에 관한 계측이 필요하다. 따라서 비행시험 장비의 구축은 많은 선행사례에 대한 조사가 필요하다.

여기에서는 향후 국내에서 개발 되어질 중형항공기급에 해당되는 네덜란드 Fokker-100의 계측 및

RMDU (Remote Multiplexer/Digitizer Units)와 Analog Signal Conditioner로 이루어진다. AMUX는 MDP(Multi-DME Positioning System)과 Take-off & Landing Trajectory Measuring System 그리고 IRS에서 신호를 받아 SMIU(Signal Matching and Isolating Unit)로 보낸다. MDP는 거리측정장비(Distance Measurement Equipment)와 관성항법시스템(Inertial Navigation System)에서 신호를

받으며, 이 신호들은 OBC(On Board Computer)에서 50m의 정밀도를 가지고 위치값을 계산하는데 쓰인다. Take-off & Landing Trajectory Measuring System는 관성항법시스템과 활주로의 Radio Marker로부터 데이터를 받아 항공기가 이륙과 착륙을 하는 동안 비행경로(flight path)를 측정한다. 관성기준시스템(Inertial Reference System)은 항공기의 무게 중심 가까이에 위치하여 항공기의 자세와 선형/각 가속도 값을 알려주는 장치로서 1NM/h의 항법 오차를 갖는다.

RMDU는 모든 아날로그/Non-ARINC 디지털/불연속 신호 입력 채널들을 훑은 다음, 출력 신호들을 SMIU를 거쳐 Digital Recorder에 보낸다. RMDU는 A/D Processing Module, Stand Alone Timing Module, 그리고 이 둘에 맞게 신호 level과 형식을 바꾸어 주는 장치(input card)로 이루어진다.

다음 표 8에 Fokker 100에 쓰이는 RMDU input card의 입력

신호 종류, 채널 수, 비트 수, 정밀도를 나타내었다.

Analog Signal Conditioner는 신호를 필터링과 증폭을 시켜주며, Pre Sample Filter Unit, Bridge Excitation Unit, Thermocouple Cold Junction Unit으로 이루어진다. OBC는 비행 시험을 하기 전과 후에 DMRS이 작동 상태를 확인하고, 변수들을 공학단위로 계산처리하며, 이들을 처리한 변수값들을 화면처리하여 비행 상태를 볼 수 있으며, 이들 변수값들이 넘어서는 안되는 제한치를 설정하여 이 제한치를 넘었을 때 경고장치를 작동시키려는데 쓰인다.

AMUX와 RMDU의 출력 신호들은 TCG(Time Code Generator)의 출력 신호와 함께 SMIU를 거쳐 Digital Recorder에 기록한다. TCG는 Data Acquisition System의 시간 동기(0.1~3 msec)를 이루는데 쓰인다. 또한 SMIU의 출력 신호는 OBC로 들어가며, OBC는 사용자가 신호 값들을 확인할 수 있게 해

준다.

AMRS는 그림2의 점선 아래 부분을 가리킨다. AMRS는 예상하지 못한 시험 결과로 프로그램을 바꾸어야 할 때, 짧은 시간 안에 특수한 장치를 달아야 할 때 그리고 vibration과 특별한 load와 같은 dynamic data를 얻을 목적으로 쓰인다. AMRS는 Analog Signal Conditioner, Matrix Selector, FM Multiplexer, Recorder, System Control & Monitoring Unit, Start-Stop Detector, Flight Path Measuring System, Telemetry System, Interior Noise Measuring System으로 이루어진다. Telemetry System은 지상국에 신호를 전송하는 장치이며, Fokker 100의 경우 37.5 kHz로 신호를 전송할 수 있는 채널을 4개 갖추고 있다. 각 채널은 아날로그 신호(7-500 Hz), OBC의 디지털데이터, Flight Path Measuring System의 디지털신호를 보낸다. 장거리 비행인 경우(80-120 NM) ground based tracking antenna를, 단거리 비행인 경우(100-20,000 m)는 back-to-back helical antenna를 사용하여 신호를 전송한다. Interior Noise Measuring System은 항공기 내부 소음과 진동을 측정하고 소음을 만들어 내는 원인을 찾는 시스템이다.

<표 8> RMDU INPUT CARDS

Input Signal Type	Channels	Bits per Channel	Accuracy
Analog DC	32	12	0.1 % FS
Discrete	24	1	
Event Time	4	8	0.1 msec
Synchro	4	16	1.3 arc min
Serial Digital	4	20	