연구개발용 항공기 시뮬레이터 응용기술

남윤수, 고준수*

강원대학교 정밀기계공학과, *국방과학연구소 비행역학 실험실

1. 서 론

항공기 비행제어시스템 (FCS : Flight Control System)의 설계분야는 비행체의 안전운항과 성능에 직접적으로 영향을 미치는 항공기 주요 설계분야중에 하나이다. 초기의 비행조종장치는 조종석에 부착된 조종간과 비행 조종면 (Control Surface) 사이를 풀리 또는 케이블등의 기계장치로 연결시켜 비행운동을 단지 조종사의 숙련된 기술에 의존하여 제어하는 방식을 취하였다. 그러나, 항공기가 고속, 고기동, 및 고성능화 되어감에 따라 이와 같은 기계적 비행조종장치, 또는 조종면 구동을 위한 유압 엑츄에이터와 함께 요우 댐퍼 (Yaw Damper)등을 사용하는 안정성 증대 비행조종장치 (Stability Augmented Flight Control System)로는 위의 기술적 발전추세를 만족시킬 수 없게 되었다. 이에 따라 비행조종을 전적으로 전기 신호 및 제어에 의존하는 전자제어식 비행조종장치인 소위 FBW/ FCS (Fly By Wire/ Flight Control System)가 출현하게 되었다[1].

현재 최첨단 군용/ 민수용 항공기에 적용되는 FBW 비행조종장치는, 제어시스템 설계자의 관점에서 본다면, 비행체의 운동을 제어하는 일종의 디지탈 제어시스템으로서 정의될 수 있다. 즉, FBW 비행조종장치의 구성은 비행체의 운동상태와 조종사의 비행조종입력을 감지하는 각종 센서시스템과 이들을 종합, 신호처리하여 조종면 제어신호를 발생시키는 비행제어컴퓨터, 그리고 조종면 구동을 위한 엑츄에이션 시스템으로 되어있다. 또한, 비행조종장치의 각 구성품을 단일제어 채널로서 실현한다면, 전자부품소자 신뢰도에 관한 현재의 기술수준상, 1 시간의 비행동안 비행제어시스템의 고장에 의한 항공기 손실확률 (PLOC : Probability of Loss Of Control) 에 관한 비행안전 규정 (PLOC < 10-6 per Flight Hour) 을 만족시킬 수 없게 된다 [2, 3]. 따라서, 위의 PLOC 요구조건에 부합하기 위하여 FBW 비행제어시스템은 항상 3-중, 또는 4-중으로 다중화되어 설계된다. 또한, 민항기를 포함하여 현대에 설계/ 제작되는 첨단 항공기는 비행체의 운항효율 및 기동성능을 획기적으로 증대시킬 수 있도록 피치축의 정 안정성 (Longitudinal Static Stability)을 완화시키거나, 또는 불안정하게 설계된다. 이와 더불어, 비행체가 기동할 수 있는 영역을 규정하는 비행포위선도 (Flight Envelope) 내에서 비행체의 운동특성은 비행영역 천이 (즉, 아음속/ 천음속/ 초음속)에 따라 급격히 변화된다는 특성도 갖고 있다.

위에서 언급된 FBW 비행제어시스템에 관한 두 가지 특성, 즉 설계대상 플랜트인 비행체의 운동특성이 불안정하며, 비행영역내에서 급격히 그 운동특성이 변화된다는 점과 비행제어계 구성요소가 3-중 이상으로 다중화되어 설계된다는 점은 충분히 모든 제어 엔지니어의 관심을 끌 수 있을 만큼 어려운 설계 임무를 부가하고 있다. FBW 비행체와 연관된 이 두 가지 특성은 설계단계에 있어서 비행제어법칙 설계 (Flight Control Law Design) 와 다중화 관리계 (Redundancy Management System) 설계 분야로 나뉘어지며, 이에 관한 설계결과의 알고리즘은 결국 디지탈 비행제어컴퓨터 탑재 소프트웨어 (OFP : Operational Flight Program)로 구현된다. 그러나, 이 프로그램이 실제로 비행체에 탑재되어 비행시험에 이르기까지는 상당히 방대하고 복잡한 시험평가 단계를 거치게 된다 [4, 5]. 주로 지상에서 이루어지는 비행제어시스템에 관한 시험평가가 완료되면, 비행시험을 통하여 항공기 비행제어시스템의 설계/ 운용 요구조건에 관한 모든 사항이 궁극적으로 검증되며, 결국은 양산과정에 이르게 되는 것이다.

일반적으로 항공기 시뮬레이터는 이의 활용면에서, 훈련용 (Training Simulator) 과 연구개발용 시뮬레이터 (R &

D Simulator)로 구분되어질 수 있다[6, 7]. 훈련용 시뮬레이터는 이미 항공기가 제작된 후, 이 항공기의 운동특성을 그대로 모사하도록 설계가 되며, 이는 주로 신참 조종사들이 실제 항공기를 조종하기 전에 지상에서 그 항공기의 운동특성 및 조종기술을 충분히 인지 및 습득하는 것을 목표로 한다. 이와는 달리 연구개발용 시뮬레이터는 항공기가 제작되기전에 이 항공기에 탑재될 비행조종장치를 설계/ 개발/시험평가하는 목적으로 사용된다. 서로 다른 사용 목적을 갖는 이 두 종류의 시뮬레이터는 시뮬레이터 설계/제작상 어느 정도 공통적으로 쓰여질 수 있는 기술을 상호 소유하고 있다. 즉, 비행운동을 지상에서 실시간으로 시뮬레이션하는 기술, 또는 영상 및 음향매체를 통한 비행운동 가시화 기술등이 이에 해당한다. 그러나, 시뮬레이터의 실제 사용 및 세부 설계/제작에 있어서는 상당히 다른 점을 갖고 있다. 연구개발용 시뮬레이터와 훈련용 시뮬레이터 사이의 가장 근본적인 차이점은, 훈련용 시뮬레이터의 경우 비행제어시스템의 모든 기능이 소프트웨어적으로 동등하게 변환된 후 비행체 운동특성과 함께 실시간 시뮬레이션 되지만, 연구개발용 시뮬레이터의 경우는 비행제어시스템의 실제 하드웨어가 실물 (Real Hardware)로서 시뮬레이터에 사용된다는 점이다. 즉, 제어대상인 비행체의 개루프 운동특성 (Open loop flight dynamic characteristics)은 고성능 실시간 컴퓨터에 의하여 재현되며, 비행제어시스템은 실물로서 이 비행체 운동특성을 직접 제어함으로서, 이 제어시스템이 비행체에 탑재되기 전에 그 성능/안전성등을 실험실에서 충분히 검증할 수 있게 된다. 이와같은 시뮬레이션 검증기술은 소위 HILS (Hardware In the Loop Simulation) 라고 불리우며, 종래의 시행착오적인 제어시스템 개발 기술과 비교하여 시스템 개발비용/기간/위험도는 최소화 시키며, 동시에 개발될 제어시스템의 성능/신뢰도를 최대한으로 확보할 수 있는 "Rapid prototyping" 의 개념을 갖는 기술이다. 따라서, 위의 HILS 기술은 비행체의 제어장치 개발분야뿐 만 아니라, 군함의 화기 제어시스템/자동차의 ABS(Anti-skid Braking System)/인공위성의 본체제어등 그 응용분야가 급속히 확대되고 있는 추세이다.

본 논문에서는 연구 개발용 시뮬레이터에 국한하여 논제를 다루기로 한다. 위에서도 언급되었듯이 연구 개발용 시뮬레이터는 비행제어시스템의 설계/제작/시험평가의 전 단계동안 사용되는 것으로서, 이 시뮬레이터 응용에 관한 이해를 넓히기 위하여 본 논문의 제 2장에서는 일반적인 FBW 비행제어시스템 설계에 관하여 논의한다. 그리고, 제 3장에서는 연구개발용 시뮬레이터로서 반드시 갖추어져야 하는 구성요소에 관한 설명을 하며, 제 4장에서는 이 시뮬레이터를 이용하여 수행하는 시험평가 기술에 관하여 언급한다. 마지막으로, 제 5장은 본 논문의 결론을 유도한다.

2. FBW 비행제어 시스템 설계/ 개발

FBW 비행제어시스템 설계/개발에 관한 업무는 그림 1에 도시된 바와 같이, 항공기 설계의 타 분야인 공기역학, 엔진, 구조, 및 비행체 중량/이동 분석그룹과 밀접하게 연관되어 설계 업무가 진행된다. 이들사이에 교환되는 정보는 비행제어시스템을 설계하기위한 필수 입력데이터로서, 비행체의 공력 DB, 엔진의 동적 특성, 연료 소모 및 무장장착에 따른 무게 및 무게중심 변화, 그리고 비행체 구조의 탄성변형에 관한 모달 특성등 광범위한 데이터의 집합이 된다. 또한, 이 그림에도 나타나듯이 다음의 3단계 업무가 서로 맞물려서 복합적으로 진행되게 된다.

1) 비행제어계 설계를 위한 해석적 연구
2) 디지탈 비행제어컴퓨터 소프트웨어 개발
3) 비행제어시스템 시험 평가

비행제어계 설계의 해석적 연구업무는 대상 비행체가 반드시 확보해야하는 기동특성 (HQ : Handling Quality)에 관한 제어계 설계 요구조건을 결정하는 것에서 시작하여 비행체의 개루프 운동특성 해석/선형 제어계 설계, 그리고 최종으로 비실시간/비선형 시뮬레이션에 의한 설계검증 단계를 거치게 된다. 이와 같이 설계 검증된 비행제어법칙은, 이 알고리즘을 디지탈 비행제어컴퓨터에 구현 (Implementation) 하기 위하여 비행제어 소프트웨어 개발그룹으로 규격화된 문서 (Software Requirement Specification Document)로서 전달되게 된다. 이 문서에 기준하여 소프트웨어 개발그룹은 그림 1에 도시된대로 Top-down 방식으로 소프트웨어의 최소요소 단위인 CSU(Computer Software Unit)까지 소프트웨어를 설계/코딩하게 된다. 이와 같은 절차로 최종 완성된 비행제어컴퓨터 탑재 소프트웨어 (OFP : Operational Flight Program)는 다시 Bottom-up 방식으로 소프트웨어의 최대 구성단위인 CSCI(Computer Software Configuration Item) 까지 시험평가 그룹에 의하여 독립적으로 검증이 된다. 이와 같이 검증완료된 소프트웨어는 실제 비행제어컴퓨터로 이식되어 (Downloaded), 소프트웨어 시험평가의 다음 단계인 하드웨어 및 소프트웨어 연동 통합시험 (Hardware and Software Integration test) 및 조종사에 의한 시뮬레이터 시험평가까지 진행된다. 이 때 발견되는 소프트웨어 오류나 비행제어법칙 알고리즘상의 문제점들은 각각 설계/개발 담당 주관팀으로 전달되고, 이 오류나 문제점들은 재 수정설계/개발되어 다시 위와 동일한 시험평가 단계를 거치게 되고, 궁극적으로 초도비행 (First Flight)을 위한 OFP로서 확정이 된다.

이 장에서는 위의 3단계 업무중 비행제어계 설계를 위한 해석적 업무에 관하여 논의하며, 이는 다음에서 세부적으로 설명될 비행제어법칙 설계/다중화 관리계 설계/구동장치 제어계 및 고장감지 시스템 설계로 세분되어 질 수 있다.

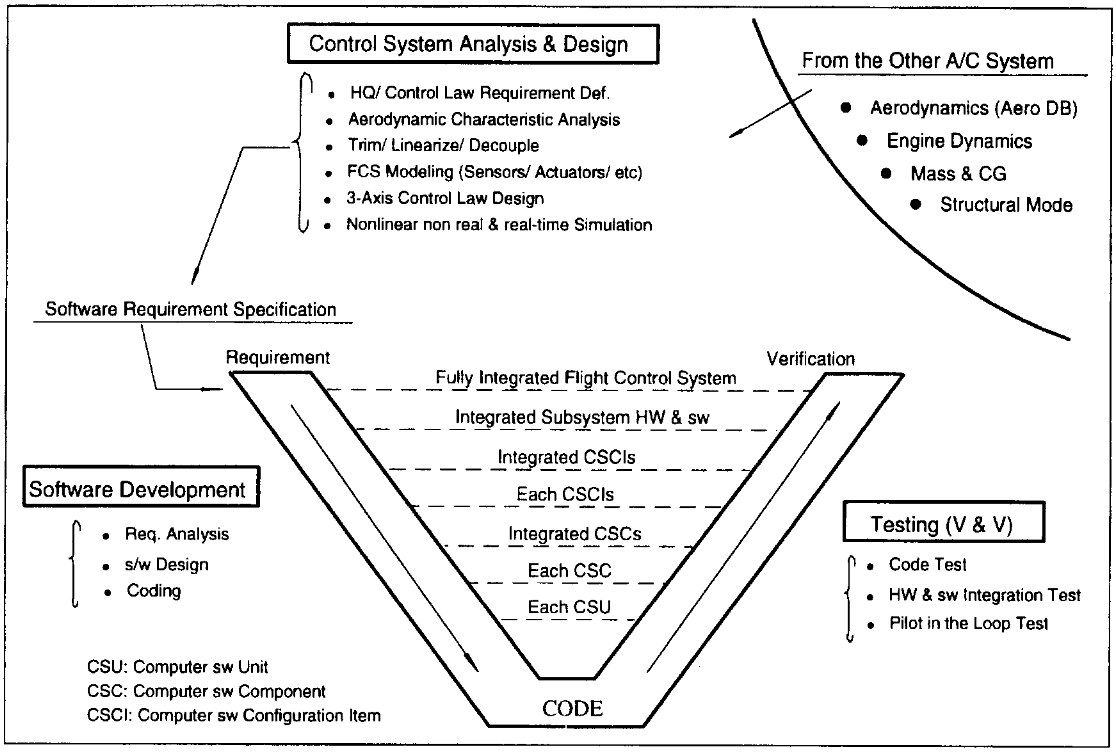


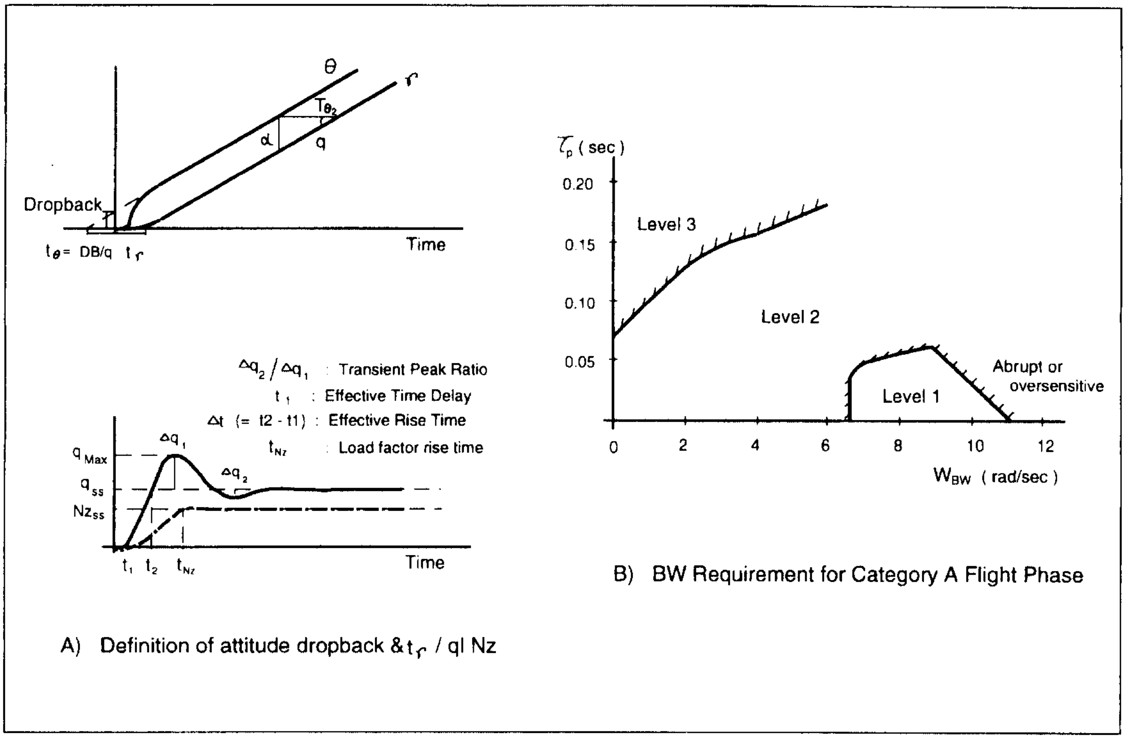
그림 1. FBW 비행제어시스템 설계/개발 흐름도.

2.1. 비행제어법칙 설계

일반적으로 항공기의 운동특성은 비행체의 3-축 (Pitch/roll/yaw)에 작용되는 분력 (Force & moment)으로 결정되는 비선형 6-자유도 미분방정식으로 표현된다. 이때, 비행체에 작용되는 분력은 항공기의 비행운동 상태와, 즉 비행 고도/속도/받음각/옆 미끄럼각/비행운동 각속도/엔진추력..., 조종면 변위등에 따라 광범위하게 변하는 비선형 특성을 갖는다. 이와같이 항공기가 기동할 수 있는 비행포위 선도내에서 비선형적으로 광범위하게 변하는 비행체 운동을 제어하기 위하여, 비행속도와 고도로 구성되는 비행포위선도내의 각 비행조건마다 (전 비행영역을 다루는 비행제어법칙을 설계 및 검증을 하기 위하여는 보통 수십 - 수백 점의 비행조건이 선택 됨) 그 운동특성을 선형화시키게 된다. 선형화된 비행운동 특성은 기수축과 동일한 방향의 세로축 운동 (Longitudinal motion), 그리고 이와는 직교된 가로/방향 운동 (Lateral/directional motion) 특성으로 구분되며, 높은 받음각 상태의 비행조건을 제외하고는 이들사이의 연성 (Coupling) 효과는 무시할 수 있을 정도로 작게 나타난다.

비행체 운동 제어계에 대한 설계 요구조건은 조종사의 인체공학적 및 구조적인 한계내에서, 최대한으로 항공기의 임무수행을 위한 기동성능을 보장할 수 있도록 규정된 것으로 주로 미 군사규격인 MIL-F-8785C/MIL-STD-1797/MIL-F-9490D 등에 정리되어 있다. 이 설계 요구조건은 상당히 방대한 분량으로서, 최초 비행제어법칙 설계단계부터 궁극적인 비행시험 단계까지 충실하게 검증되어야 한다. 이 설계 요구조건은 조종사에 의한 항공기 임무수행을 안전하고 정확하게 수행하도록 하는 정도 및 특성 규정 (Flying/Handling quality requirement) 와 비행제어장치 (Flight control system) 설계에 관한 제반 규정을 망라하고 있으며, 그림 2에는 피치축 제어계 응답특성에 관한 일부의 요구조건을 예제로서 보여주고 있다.

고 성능/고 기동 항공기에 대한 비행제어법칙 설계에 관하여는 수 십년전부터 많은 연구가 진행되어 왔다. 특히, 최적제어 및 극점배치 기법/LQG-LTR/H-infinity/QFT등의 현대 제어이론을 비행제어계 설계에 적용한 연구사례는 쉽게 찾을 수 있다[8-12]. 또한, 현대에 설계되는 항공기들은 보다 향상된 비행제어 성능을 얻기 위하여 추력노즐 벡터링 (Thrust Nozzle Vectoring), 또는 공기역학적으로 다중화된 제어 조종면을 사용하는 추세이며, 따라서 다중 입출력 제어시스템을 기본 가정으로 하는 위의 현대 제어이론들은 비행제어계 설계에 그대로 적용할 수 있는 이론적 장점을 갖고 있다. 그러나, 위의 제어이론들이 비행제어계의 실제적인 설계문제에 적용될 때 발생되는 여러 서로 다른 문제점들로 인하여 (예를 들면, 개루프 운동특성이 불안정하게 설계되는 항공기의 피치축 제어계의 경우에는 LQG-LTR 설계 기법을 적용할 수 없다), 아직도 많은 비행제어법칙 설계자들은 고전적인 제어이론을 선호하고 있다. 즉, 위에서 설명된



A) Definition of attitude dropback & t_γ / ql Nz

B) BW Requirement for Category A Flight Phase

그림 2. FBW 피치축 제어계 응답특성에 관한 요구조건(일부).

대로 비행포위선도내의 각 비행조건마다 변하는 비선형 운동특성을 선형시불변 (Linear Time Invariant) 시스템의 집합으로 근사화시킨 후, 미리 정의된 비행제어구조에 맞추어서 이들 각 비행조건마다 제어인자를 설계하게 된다. 이와 같이 설계된 제어인자들은 각 비행조건을 나타내는 독립변수 (고도 및 속도, 또는 받음각 등등)의 함수로 게인 스케쥴링 (Gain- scheduling) 되어, 수치 테이블의 형태로 디지탈 비행제어컴퓨터에 내장되어 비행운동을 제어하게 된다.

2.2. 다중화 관리계 설계

항공기 비행제어시스템의 3대 구성요소, 즉 센서 시스템/신호처리 및 제어부인 디지탈 비행제어컴퓨터/조종면을 구동하는 엑츄에이션 시스템중 어느 한 요소에라도 고장이 발생하는 경우에는, 비행체의 성능이 크게 저하되거나, 더 나아가 비행체의 손실로 귀결될 수 있다. 따라서, 비행제어계의 주요설계 관점은 시스템의 성능향상 뿐만 아니라, 제어시스템의 신뢰도 증대에 의한 안전작동에 놓여지게 된다. 이를 실현하기 위해서 비행제어계의 각 구성요소를 3-중 또는 4-중으로 중복하여 다중화 설계하고, 이 들중 고장이 발생시 이를 감지하고 고장부위를 분리시킨 후, 이의 역활을 중복설계된 타 채널부위가 대신하게 하는 고장허용 제어시스템 설계 (Fault Tolerant Control System Design)가 요구되어진다. 이 경우, 고장의 발생을 감지하고, 이를 분리시키고 대처하는 기법 (Fault Detection/ Isolation/ Reconfiguration) 의 설계는 주요 설계사항중에 하나이다.

이와 함께 주로 센서시스템에 대하여, 실제 센서 하드웨어를 중복시켜 다중화 설계하는 대신에, 센서 시스템내의 타 유사 센서 출력정보들을 적절히 조합한다든가 (Sensor fusion), 또는 시스템 거동특성에 근거한 최적 관측기 (Optimal Estimator) 등을 적극 이용함으로서, 소프트웨어에 의한 다중화를 실현하는 해석적 다중화 기법도 현재 활발히 적용되고 있다[13]. 따라서, 비행제어계내의 임의 요소의 고장을 유효하게 감지하고 분리시킬 수 있도록 동작되는, 즉 고장자체에 대하여는 매우 민감하면서도 해석적 모델의 부정확성 및 입력 잡음등에는 둔감하거나 영향을 받지 않는 고장 감지 및 분리 필터의 설계에 많은 관심이 모아지고 있는 추세이다.

2.3. 구동장치 시스템 설계

유압 서보장치가 갖는 특성, 즉 자중당 출력비 (Power to weight ratio)가 다른 구동장치에 비하여 크다는 점, 그리고 부하 (Load)쪽에서 본 강성 (Stiffness)이 매우 크기 때문에 과부하 상태에서도 비교적 고 대역폭 (High Bandwidth)의 제어특성이 우수하다는 점등으로 인하여, 유압서보장치는 항공기의 조종면 구동을 위한 유일한 선택으로 받아들여지고 있다. 또한, 최근에는 강한 자기력을 생성시킬 수 있는 사마리움-코발트 (Samarium-cobalt)계 자성소재의 급속한 발전으로 선형전기모터가 유압제어 밸브스풀을 직접 움직일 수 있는 직접구동 밸브 (Direct Drive Valve) 방식 유압서보 엑츄에이터가 종래의 전기유압밸브 (Electro-Hydraulic

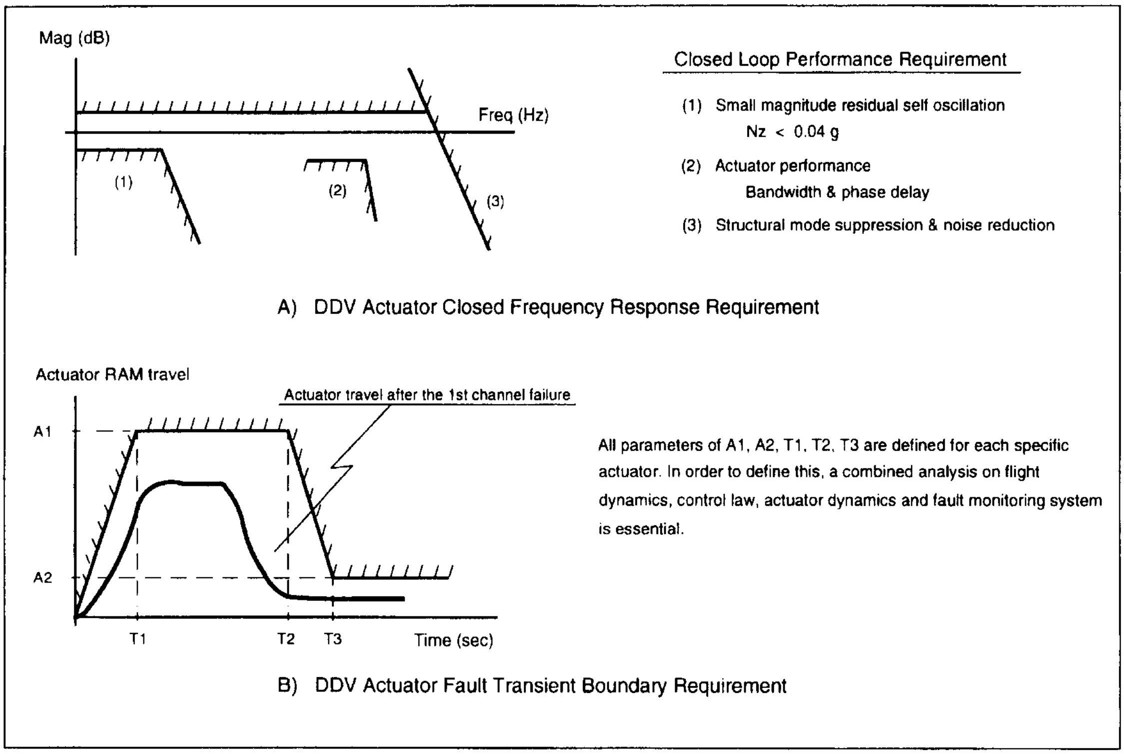


그림 3. DDV 엑츄에이터 폐회로 성능 요구조건.

Servo Valve)식 엑츄에이터를 대체하고 있는 추세이다. 비행제어컴퓨터에서 명령되는 신호에 따라 조종면의 변위를 제어하는 유압서보 구동장치는 전기적으로는 3-중 또는 4-중의 다중화 신호로 제어되며, 유압공급은 보통 2-중으로 다중화시킴으로서 엑츄에이터 관련부품의 고장에 의한 항공기 손실을 최소화하도록 설계된다.

구동장치 시스템에 관한 초기단계의 업무는 설계대상 항공기의 기동요구 성능에 부합될 수 있도록 구동장치의 폐회로 성능특성을 정의하는 것으로서, 이는 대상 항공기의 비행역학 특성과 서보 엑츄에이터의 동적특성을 복합적으로 해석한 후 결정이 된다. 그림 3-A)에 구동장치의 폐회로 응답 요구조건을 보드 선도 (Bode Plot)에 표현하였다. 저주파수 영역에서는 엑츄에이터 둔감대 (Deadzone)등의 비선형 효과에 의한 항공기 운동의 소진폭 무한운동 (Small magnitude self oscillating limit cycle) 발생을 방지할 수 있는 경계가 설정된다. 또한, 고 주파수 영역에서는 엑츄에이터 동적 운동특성과 비행체 구조의 탄성모드 및 센서 노이즈등이 연관되지 않으며, 동시에 조종면 구동에 관한 최소대역폭 (Bandwidth) 요구조건을 만족시킬 수 있도록 구동장치의 성능 요구조건이 결정된다. 조종면 구동 엑츄에이터가 만족시켜야 하는 중요한 또 다른 요구조건은, 유압서보 엑츄에이터가 다중화 제어되기 때문에 발생되는 것으로서, 고장시 엑츄에이터 변위의 시간응답 특성의 경계한도 (Fault transient response boundary) 설정에 관한 것이다.

이 경계한도는 그림 3-B)에 도시된대로 3중으로 다중화되어 있는 서보밸브 제어기중 임의의 하나, 또는 두 제어기가 최악의 경우로 고장이 발생될 때 (즉, 밸브제어 전류가 한쪽 방향으로 최대 편향된 경우), 이에 의한 엑츄에이터의 변위 한도를 정의하는 것이다. 이를 설정하기 위하여는 항공기 비행역학/비행제어법칙/엑츄에이터 구동전류 고장감지 및 제어계등이 복합적으로 고려되어야 하는 연구분야이다[14].

유압서보 DDV 엑츄에이터의 일반적인 제어구조와 이 시스템의 오동작을 감지/ 대처하는 fault monitor 의 구조가 그림 4에 도시되었다. 이 그림의 상단부는 fault monitoring 구조를 의미하고, 그림의 하단부는 엑츄에이터 제어구조를 나타낸다. 먼저, 제어부의 구조를 간략히 설명하면,

1) 구동장치의 성능을 향상시키기 위한 밸브 (MCV : Master Control Valve)및 엑츄에이터 RAM feedback,
2) 구동전류 동일화 (Current equalization) 회로 : 서보밸브를 구동하는 inner loop gain은 DDV 서보 밸브의 경우, 기존의 flapper nozzle type의 서보밸브에 비해 수백배의 루프 이득을 갖게된다. 따라서, 다중화되어 제어되는 각 채널의 구동전류는 타 채널과 비교할 때 서로 다른 값을 갖을 가능성이 생기게 된다. 그러므로, 이 그림의 중 하단부에 나타난 바와 같이 각 채널의 전류는 voter에 의하여 선택된 중간값 (selected mid-value)과 비교되고, 편차가 발생시 이를 보상하게 되

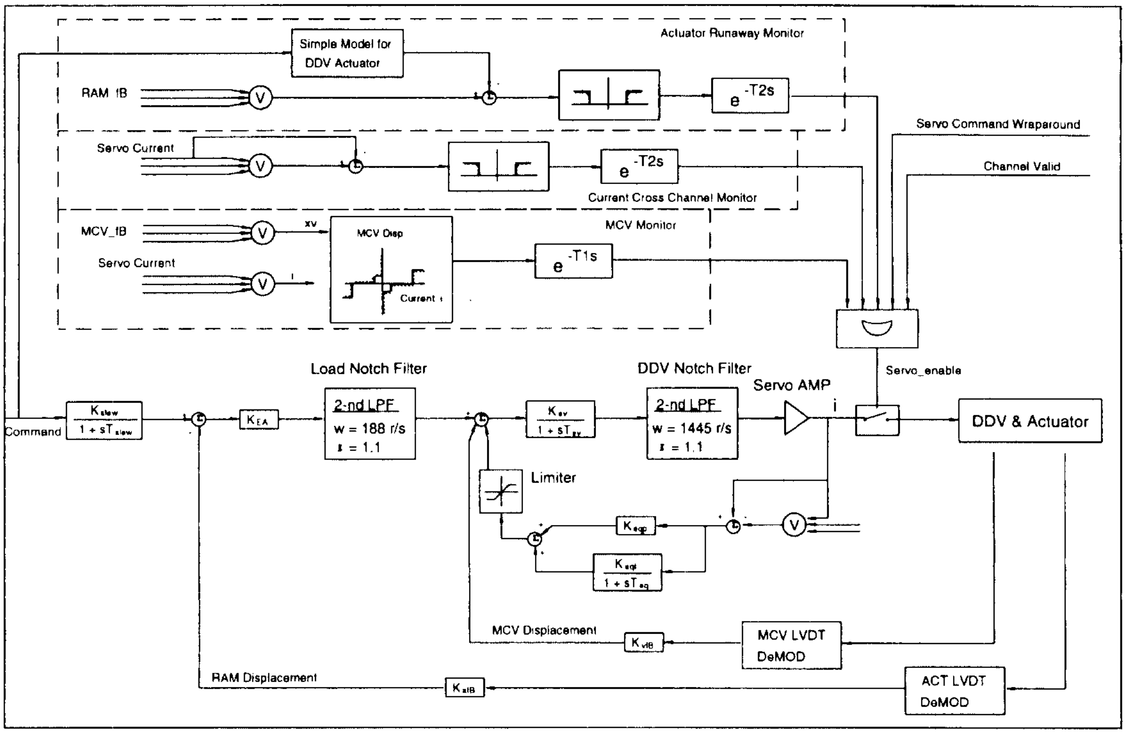


그림 4. DDV Actuator의 Loop closure 구조에 관한 블럭도.

는 구조로 되어 있다. 설계의 주요점은 적절한 피이드백 게인 값 및 LPF(low pass filter)의 bandwidth 설정이며, 또한 실제로 발생된 고장에 대한 equalization이 되지 않도록 하기위한 전류 제한기의 상한값을 선정하는 일이 된다.

그림 4의 상단부에 표시된 엑츄에이션 시스템의 fault monitor는 다음의 3개 고장 감지 모니터로 구성되어 있다.

1) MCV Jam Monitor : DDV 밸브가 정상작동될 때는 구동전류와 밸브변위는 항상 선형의 상관관계를 갖으나, 밸브 재밍등의 오동작이 발생되면 이 상관관계가 없어진다. 따라서, 이 그림에서도 보듯이 밸브 구동전류에 대한 밸브변위의 정상작동 영역을 설정하고, 이 두 신호를 모니터한다. 만약, 지속적으로 (e^{-TS}) 정상작동 영역을 벗어나는 것이 감지되면, 이를 MCV Jamming 상태라 판단하게 된다.
2) Current cross channel Monitor : 자기채널 (Self-channel)의 밸브구동 전류와 중간값 선택기 (Mid Value Selector)에 의하여 선택된 값의 차이가 규정치를 반복적으로 벗어나게 되면, 자기채널의 전류가 고장인 것으로 인식한다.
3) Actuator Runaway Monitor : 엑츄에이터 운동의 기계적 결함을 감지하기 위한 것으로, 엑츄에이터 운동특성을 간략한 모델로 근사시키고 (보통은 1차 지연요소로 고려하고 있음), 이 모델의 출력과 실제 엑츄에이터 변위를 비교하게 된다. 고장의 판단 방법은 위와 동일하다.

위와 같은 fault monitor의 설계는 고장판단을 결정하는 규정치 (Threshold value)와 고장감지 기간 (Fault confirmation time, e^{-TS})을 어떻게 최적으로 설정하는 가에 달려 있다. 이들을 너무 작게 설정하면, 파워 노이즈등에 의한 순간적 이상동작도 고장이라 판단되어 다중제어의 효과를 감소시킬 수 있으며, 또한 너무 크게 설정하면 실제 고장상태를 너무 늦게 발견하여 시스템 성능을 악화시킬 수 있게 된다. 또한, 이들을 최적으로 설정하는 업무는 제어 plant인 항공기의 비행역학적 특성, 비행제어법칙의 구조, 엑츄에이터 거동특성등을 복합적으로 고려하여야 한다.

3. 연구개발용(R & D) 시뮬레이터의 구성

R & D 시뮬레이터는 항공기의 형상이 결정되는 설계 초기단계부터 비행시험의 최종단계까지 수행되는 비행제어시스템의 설계/ 개발/ 검증 업무에 필수적으로 사용되는 핵심 Tool 이다. 그림 5에 이에 관한 구성이 개략적으로 도시되어 있으며, 다음과 같은 6 개 구성품으로 이루어진다.

3.1. 비행운동 실시간 모사 컴퓨터(Flight Motion real-time Simulation Computer : FMSC)

비행체의 운동을 지상에서 실시간으로 재현하는 목적으로 사용되며, 이를 위하여 다음의 소프트웨어 모듈을 갖는다. 여기서 ● 으로 시작되는 모듈은 고속으로 실시간 적분되어

야 하는 모듈을, 그리고 ○ 으로 표현된 모듈은 저속으로 적분되는 모듈을 각각 의미한다. 또한, ◆ 으로 표시된 소프트웨어 모듈은 항상 실시간 적분이 수행되는 모듈을, 그리고 ◇ 으로 지정된 모듈은, 제 4장에서 설명이 되겠지만, 필요에 따라 실시간 적분에 포함시키거나 삭제할 수 있는 모듈이다. 여기서 고속 실시간 적분이란, 샘플링 레이트에 관한 Nyquist 주파수 요구조건을 충분히 고려하여, 디지탈 비행제어컴퓨터 샘플링 레이트의 최소 4배 이상의 적분속도를 의미한다. 또한, 저속 적분은 디지탈 비행제어컴퓨터의 샘플링 속도로 적분됨을 의미한다. 일반적인 FBW 항공기의 디지탈 제어를 위한 샘플링 속도는 보통 60-100Hz의 범위사이에 존재하며, 따라서 고속 적분이란 대략 250Hz 이상의 적분속도를 의미한다.

- ● ◆ 항공기 운동 비선형 6 DOF 미분방정식
- ● ◆ 공력 데이터 베이스, 힌지 모멘트 계산 모듈
- ○ ◆ 연료소모등에 따른 비행체의 무게 변화 및 중심이동
- ○ ◆ 대기 모델 계산
- ○ ◆ 엔진 다이나믹스 및 추력 계산
- ● ◇ 센서 시스템 및 구동장치 모델링
- ○ ◇ FBW 비행제어법칙
- ● ◆ 랜딩기어/ 전륜 조향장치/ 지상반력 모델

3.2. 비행운동 가시화장비 및 조종석

R&D 시뮬레이터의 조종석은 실제로 제작될 항공기의 조종석과 가능한 한 유사하게 만들어져야 하며, 조종사의 입력장치 (Pilot inceptor)인 스틱/ 쓰로틀/ 페달등은 실제의 것과 동일하여야 한다. 설계된 비행제어법칙에 의한 비행체의 HQ (Handling Quality)를 평가하기 위하여, 비행체 운동에 의한 조종석에서 관찰된 외부전경의 변화를 재현하는 것은 비행의 실제감을 주기위하여 반드시 필요하며, 보통 50 Hz 이상의 화면 변화속도가 요구된다. 군용기의 경우에는, 외부전경 위에 비행체 기동과 관련된 정보를 시각적으로 재현하는 HUD (Head Up Display) 영상정보를 포개어 (Overlayed) 시현시키는 것이 요구된다.

3.3. RIU(Rig Interface Unit)

이 장비의 주된 임무중에 하나는 그림 5에서도 보듯이, 시뮬레이터의 각 구성 장비들간의 수 많은 연결신호들을 비행제어컴퓨터의 관점에서 처리 및 접속 (Interface) 시키는 역활을 수행한다. 예를 들어 설명하면, 비행체의 운항상태정보 신호 (Mach, 고도, 동압, 등등) 들은 위에서 설명된 비행운동 실시간 모사 컴퓨터 (FMSC)에 의해서 계산된다. 그러나, 실제 비행제어시스템에서는 이들은 모두 대기자료 변환기(Air data transformer) 센서로 부터 출력되어 비행제어컴퓨터로 연결되어 있다. 따라서, RIU는 FMSC로 부터 모사출력된 위 신호들을 실제 대기자료 변환기에서 출력되는 신호양식 (MIL-STD-1553)에 맞추어 변환시킨 후, 디지탈 비행제어컴퓨터로 접속시킨다. 따라서, 비행제어컴퓨터의 관점에서는 모든 신호가 실제 하드웨어와 접속되어 있는 것으로 보이게 하는 것이다. 이는 비행제어시스템의 타 분야 (조종석 신호/가속도 계/구동장치 등등) 신호에도 동일하게 적용이 된다.

이 장비의 또 다른 주요 기능은 비행제어컴퓨터의 S/W 및 H/W 만을 단독으로 시험평가하는 목적으로 쓰여지는 것에 있으며, 이 때는 이 장비가 RIU 대신 비행제어컴퓨터 시험장비 (Engineering Test Station : ETS)의 의미를 갖는다. 이 경우, 각종 신호 계측장비를 (Frequency Response Analyzer/Function Generator/etc) ETS에 연결시켜 외부 신호로서 비행제어컴퓨터를 교란시키며, 이의 응답특성을 조사하게 된다.

3.4. 디지탈 비행제어 컴퓨터

R & D 시뮬레이터에서는 비행제어시스템 개발을 위하여, 비행체에 탑재되는 실제 하드웨어가 시뮬레이션에 포함되는, 소위 HILS (Hardware In the Loop Simulation) 기술이 적극 활용된다. 따라서, 대상 항공기 개발의 중간단계 시점에서, 이 컴퓨터 전문제조업체로 부터 인수되어 사용이 가능해지는 디지탈 비행제어컴퓨터는 R & D 시뮬레이터의 핵심 구성품이다. FBW 항공기에 적용되는 일반적인 비행제어컴퓨터의 S/W는 다음과 같이 크게 6개 분야로 나뉘어 진다. 즉,

a) Executive 모듈 : 전원 공급 후의 초기화 작업부터 비행제어 실행에 관한 일련의 임무 할당/계획 (Job allocation/scheduling), 시스템의 각 채널 동기화, 인터럽트 처리 (Interrupt processing) 등등 비행제어컴퓨터 임무 수행에 필요한 모든 시스템 관리 작업을 수행한다.
b) 다중화 관리 모듈 : 비행제어컴퓨터로 접속되는 다중화된 모든 신호의 정상 작동여부를 검사하고, 고장이 발생시 이를 분리/대처하는 일을 수행한다.
c) 자기진단 (Built In Test : BIT) 모듈 : 항공기의 이륙전에, 또는 비행중에 비행제어시스템과 관련된 모든 부품을 자기진단하여 고장여부를 판단한다.
d) 입 출력 처리 (I/O Processing) 모듈 : 비행제어 컴퓨터와 접속되는 비행제어 시스템내의 모든 신호에 관하여 입 출력을 위한 신호처리를 수행한다.
e) 비행제어법칙 실행 모듈 : 항공기의 3축 운동을 제어하는 비행제어법칙을 실행한다.
f) 조종면 구동장치 제어/모니터링 모듈

3.5. 조종면 구동 엑츄에이터 시험장비 (Actuator test bench)

조종면을 구동하는 엑츄에이터 만을 독립적으로 시험 평가하는 장비이다. 보다 더 실제적인 엑츄에이터 성능시험을

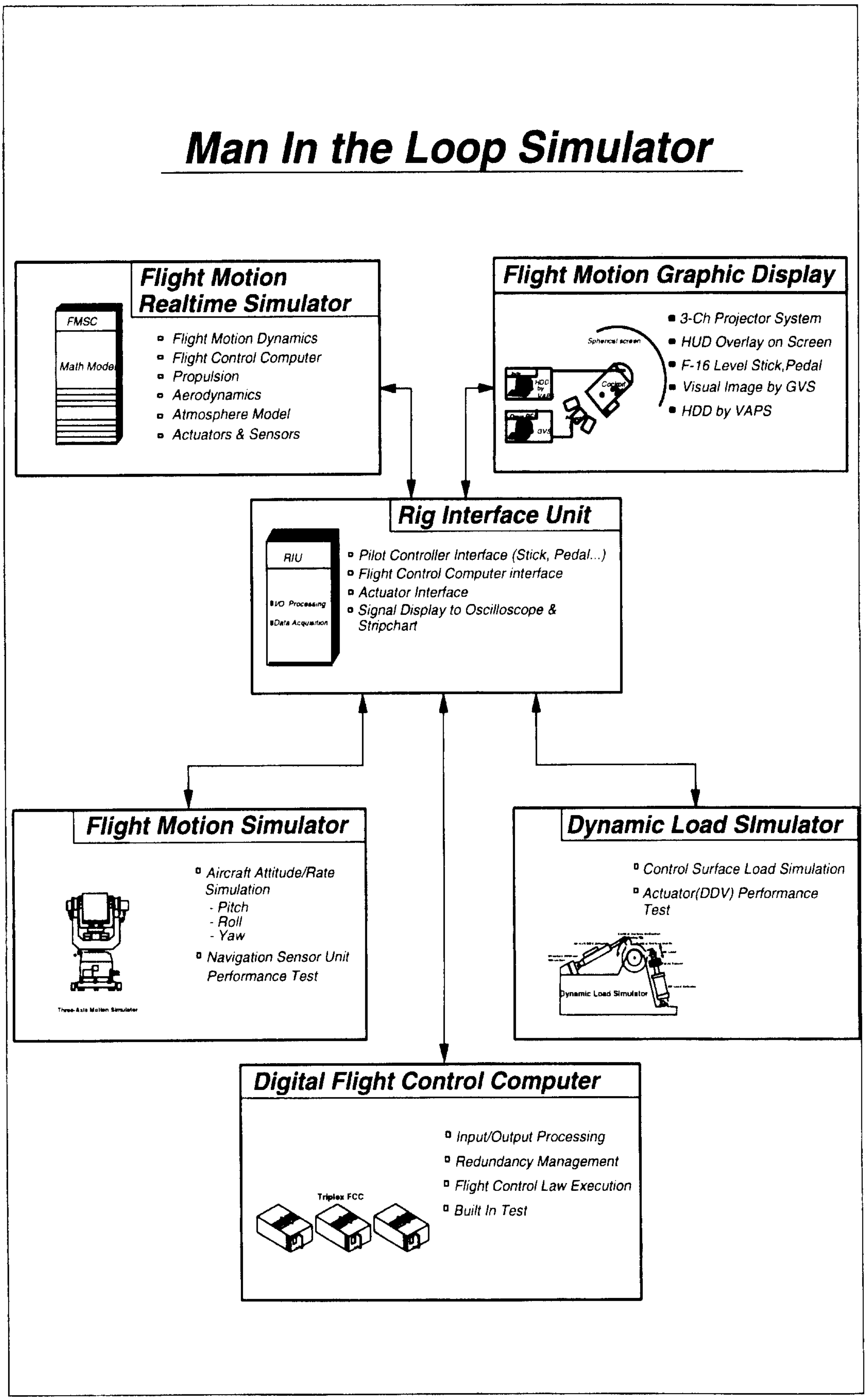


그림 5. R&D 시뮬레이터의 구성.

위해, 조종면 구동 엑츄에이터가 항공기 기체에 장착될 때 발생되는 탄성효과/조종면 자체의 회전 inertia 등을 모사할 수 있는 기계적 장치 (Stiffness bar/Fly wheel/etc) 들이 사용될 수 도 있다. 이와 함께, 엑츄에이터의 하중시험 (Loaded test)시, 비행중에 조종면 변위와 비행체 상태변수에 따라 변하는 힌지 모멘트를 재현하기 위한 반력 엑츄에이터는 반드시 필요하다. 힌지 모멘트 정보는 위에서 설명된 FMSC에서 계산되며, 반력 엑츄에이터의 힘 제어기 (Force controller)로 전송이 된다.

또한, 구동 엑츄에이터의 제어계 및 Fault monitor를 설계/개발하는 업무에 필수적으로 사용되는 Test station이 필요하다. 이 Test station은 위에서 설명된 비행제어컴퓨터 시험장비인 ETS와 기능적으로 동일한 것으로서, 엑츄에이터 제어계/Fault monitor의 구조 및 제어 인자등을 설계자의 요구대로 쉽게 변화시킬 수 있는 유연성을 (Flexibility) 갖어야 하며, 또한 외부에서 입력되는 명령신호에 대한 엑츄에이터의 시간영역 및 주파수영역 응답특성등을 조사하고 분석할 수 있는 장비와 쉽게 신호연결 (Signal interface) 될 수 있는 기능을 제공해야 한다.

3.6. 센서 시험장비(Sensor test bench)

비행체의 회전 운동을 감지하는 센서 (Rate gyros/Navigation Sensor) 의 성능시험을 위한 장비이다. 이 장비는 비행체의 3-축 회전운동 (자세 변화각 및 각속도)을 재현하는 운동 테이블과 이를 제어하는 제어기로 구성된다. 회전운동 센서를 HILS 시험하기 위하여는 FMSC에서 계산되어 출력되는 비행체의 자세각 및 각속도 정보 신호가 3-축 운동 테이블을 구동하고, 이 운동 테이블위에 장착된 센서의 출력 정보는 디지탈 비행제어컴퓨터로 접속되어야 한다. 이는 비행제어컴퓨터에 접속되는 신호가 실제 센서에서 출력된다는 장점은 있으나, FMSC에서 비행체 회전운동에 관한 계산이 종료되어 발생된 회전운동 신호와 이들이 3-축 운동 테이블을 거쳐 비행제어컴퓨터로 입력되는 사이의 시간지연은 피할 수 없게 된다.

4. 시뮬레이터를 이용한 시험평가 기술

일반적으로 항공기 설계/개발 단계는 탐색개발 단 (Exploratory Development)와 체계개발 단계(Full Scale Development) 로 크게 구분될 수 있다[15]. 탐색개발 단계에서는 설계 대상 항공기의 수행임무/운영개념등에 근거한 최상위 설계 요구조건 성립에서 부터 항공기의 각 시스템별로 설계 요구조건/현재의 기술수준 및 개발 위험도/설계 제작 비용 및 기간등이 복합적으로 고려되는 비교분석 연구 (Tradeoff study) 를 통하여 항공기의 각 계통에 대한 기본설계가 완료된다. 또한, 체계개발 단계에서는 항공기의 각 시스템별로 기본설계에 근거하여 세부적인 상세설계 및 제작이 수행되며, 이를 모두 통합한 시제기를 제작, 이의 성능을 비행시험 (Flight test)으로 입증한 후 양산을 준비하는 업무가 수행된다. R & D 시뮬레이터는 위에서 설명된 체계개발 기간동안 항공기의 비행제어시스템을 설계/개발하기 위한 주요 Tool로서 사용된다. 그러나, 비행제어시스템을 구성하는 비행제어컴퓨터/구동장치/센서 하드웨어는 체계개발 단계의 중반기 정도에 전문제작업체로 부터 인수가 가능해지므로, 제 3장에서 설명된 R & D 시뮬레이터는 다음의 3단계로 구분되어 사용되어 진다.

- HQ(Handling Quality) 시뮬레이터
- 비행제어계 구성품(디지탈 비행제어컴퓨터/구동장치/센서 시스템) 시험평가
- 시험비행 조종사에 의한 HILS 시험평가

4.1. HQ (Handling Quality) 시뮬레이터

체계개발의 초기단계부터 비행제어계 구성품 하드웨어가 인도되기 시작하는 중기 단계까지 가장 활발하게 이용되며, 그림 5의 R & D 시뮬레이터 구성도에서 상위 3개 구성요소인 FMSC/비행운동 가시화장비 및 조종석/RIU만이 사용된다. 즉, 비행제어계의 구성품 하드웨어는 모델화되어(제 3장의 FMSC에 관한 설명에서 ◇ 로서 표시된 소프트웨어 모듈), 실시간 시뮬레이션 되어진다. 또한, 이 기간 동안에 사용되는 공력 데이터(Aero DB)는 초기에는 항공기 기본형상에 대한 선형영역 풍동 Aero DB가 쓰여지지만, 후반기에는 구조 유연성 효과/높은 받음각/동안정 미계수(Dynamic stability derivertives) 등이 포함된 최종 풍동실험 결과 Aero DB가 사용 된다. 따라서, HQ 시뮬레이터는 체계개발의 중기단계까지 1차로 설계가 종료되는 비행제어법칙의 유효성을 매우 실제적으로 검증할 수 있으며, 그림 6과 같이 주어지는 비행포위선도내에서 주로 다음의 사항을 시험평가하게 된다.

1) 그림 6에서 정의되는 각 비행조건에 대하여 공통적으로 평가되어야 할 항목 :

- 안정도 여유(Stability margin) 및 HQ(Handling Quality) 특성 분석 : "Small amplitude" 입력신호에 대하여, 시뮬레이터로 부터 출력된 비행체 운동 상태변수 시간응답 특성/FFT 등을 이용한 비선형 비행체 주파수영역 운동특성을 해석한 후, 초기 설계단계에서 완료된 선형 제어계 설계결과와의 비교 연구를 통하여, 비행제어법칙 설계의 타당성을 검증한다. 아래의 평가/검증 사항들은 비행 체의 무장 (Armament)/연료탱크 장착 여부 및 연료 소모에 따른 Mass/CG 변화등을 모두 고려하여 분석되어져야 한다.
  - ◆ 비행체운동 특성모드 분석(Short period/roll/Dutch roll mode)

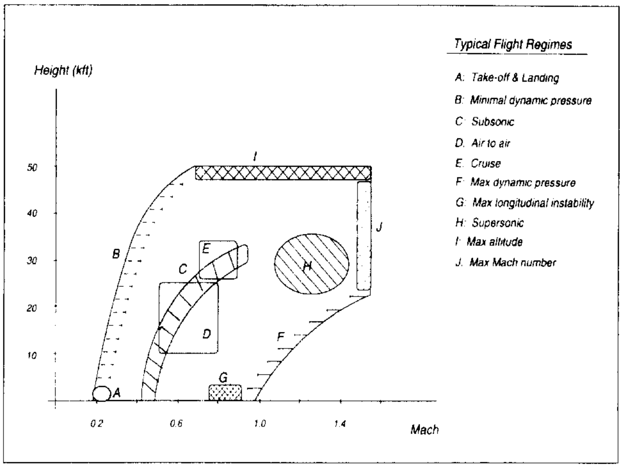


그림 6. 비행포위선도내의 특정한 비행영역.

- ◆ HQ parameters(CAP : Control Anticipation Parameter, Rise time for Nz, Roll time constant,‥‥, etc)
- ◆ 안정도 여유 : 특히, 비행포위선도 경계에서 제어계 안정도의 급격한 변화 가능성 여부
- ◆ 엑츄에이터 변위 및 속도 응답의 포화상태(Saturation) 가능성 여부

● 민감도(Sensitivity) 해석 : 위의 안정성 및 HQ 평가와 함께, 다음의 인자 변화에 대한 비행제어계 민감도 해석이 수행된다.

- ◆ 비행체 공력 DB(단, Aerodynamic 그룹에서 공력 DB에 관한 부정확성 한계값이 설정됨)
- ◆ 대기자료컴퓨터(ADS) 신호의 부정확성(ADS 미보정상태에 의한 초도비행 위험성 분석)

● "Large Amplitude" 입력신호에 대한 응답특성 : 조종사 비행훈련시 수행하는 일반적인 기동(Pullup turn/Snap roll/Loop/etc) 으로 비행체의 성능을 평가한다.

2) 그림 6의 특정 비행조건별로 평가되는 항목 : 그림 6에서 정의된 각각의 고유한 비행영역내에서 그 기동성능을 평가할 수 있는 특별한 임무비행을 수행하게 되며, 이는 시험비행 조종사에 의하여 Cooper-Harper Rate [16]로 평가된다. 그림 6에서 분류된 10 개의 비행조건중에서 비행영역 C를 예로 하여 설명하면 다음과 같다. 즉, 이 비행영역내에서 기동시, 주의깊게 관찰될 사항은 높은 받음각 상태에서의 비행체의 안정성 및 조종성(Stability & Controllability) 특성과 실속 진입(Stall entry)을 방지하는 받음각 제한기(α-limiter)의 기능이다. 따라서, 위의 기능의 만족여부를 평가할 수 있는 특정 임무기동을 위한 시뮬레이션 초기상태정보를 그림 7과 같이 표로 만든 후, 시험 비행사에 의하여 시뮬레이션을 수행하게 한다. 또한, 이 표에 위 시뮬레이션에 관한 시험 비행사의 최종의견을 첨부하여 정리하는 것은 반드시 필요하다. 만약 위의 기동 수행시, Cooper-Harper rating이 4보다 크게 되어 HQ Level 2이하의 평가를 받게 되거나, 또는 시뮬레이터로 부터 출력된 비행체 운동 상태변수의 응답특

Simulator test sheet number: 1
Flight Task: Subsonic, AOA - limiter

FCS mode: Normal
Pilot: *Date:* *Simulation time:*
A/C configuration: *Weight/ C.G.:*
Tubulance & crosswind: No

Test #	initial flight condition	Task	Test objective	C/H	Pilot remarks
1	M= 0.5 at h= 15,000 ft steady turn with 30 deg bank angle	Deflect longitudinal stick maximally with the max engine thrust	Verify the mechanization of AOA - limiter Check AOA time response with the other (Req: Never exceed Max AOA, or small excursion upto 1 - 2 deg)	2	Pilot remark after flight
2 • • • N	Different set of M, h, and Bank angle	Same as above	Same as above		

그림 7. 시뮬레이터에 의한 비행시험 결과 보고서(예).

성이 설계 요구조건을 만족시키지 못한다면, 이 비행 조건에서의 비행제어법칙은 수정설계되어야 한다.

4.2. 비행제어계 구성품(디지탈 비행제어컴퓨터/구동장치/센서 시스템) 시험평가

위에서 설명된대로 체계개발의 중간단계까지는 비행제어계의 각 구성품들이 전문제작업체로 부터 인수되며, 비행제어계 설계 및 개발팀은 인도된 위의 장비들을 설계 요구조건과 비교하여 성능시험을 수행한다. 이 때 각 구성품별로 수행되는 성능시험은 단품별 단순 기능시험이 아니라, 이 구성품 하드웨어 하나하나가 비행제어계를 구성하는 필수 부품이라는 관점, 즉 시스템 관점에서 수행된다. 이 시험평가 단계에서 사용되는 R & D 시뮬레이터의 구성은 그림 5에서 주로 하단부의 3개 구성요소 (Flight motion simulator /Digital flight control computer/Dynamic load simulator)로 이루어 지며, 본 논문에서는 이 3개 구성요소중에 디지탈 비행제어컴퓨터의 시험평가에 중점을 두어 그 시험평가 방안을 논의한다.

전문제작업체로 부터 인수된 디지탈 비행제어컴퓨터 하드웨어의 기능인증시험(Fuctional Acceptance Test)과 그림 1에서 설명된 OFP S/W의 코드 시험이 모두 완료되면, 디지탈 비행제어컴퓨터 S/W 및 H/W 연동 통합시험이 수행된다. 이 통합시험은 3. 4.절에서 설명된 OFP S/W의 모든 구성요소별로 각각 수행된다[17]. 그러나, 본 기고에서는 전체 OFP S/W중에서 비행제어법칙 실행에 연관된 모듈에 국한하여 적용되는 시험평가 기술에 관하여 논의하기로 한다. 비행제어법칙 실행모듈에 대한 시험평가는 다음과 같은 4단계를 거쳐 수행된다.

- 비행제어계 개루프 정적시험(Open loop static test)
- 비행제어계 개루프 동적시험(Open loop dynamic test)
- 비행제어계 폐루프 성능시험(Closed loop performance test)
- 비행제어계 폐루프 고장대처시험(Closed loop failure management test)

이에 관한 세부적인 설명에 앞서서, 다음의 사항은 각 단계의 시험이 수행되기 전에 선결되어야 한다. 즉, 비행체 운동특성을 포함한 비행제어계 모델에 관한 해석적인 연구를 통하여, 각 시험에서 수행될 모든 시험항목에 대한 결과 예측값(Nominal Values)과 편차 허용범위(Error Tolerance Boundary)에 대한 정의가 생성되어야 한다. 특히, 편차 허용범위의 결정은 상당히 중요한 업무로서 각 시험에 사용되는 계측시스템의 계측오차(Measurement Error)/비행제어법칙 알고리즘 및 제어인자 구현(Implemetation)시 발생되는 편차에 의한 출력치의 민감도(Sensitivity) 해석/디지탈 계산에 의한 Truncation에러등을 복합적으로 고려하여야 한다. 또한, 아래의 시험 항목들은 전 비행영역에 걸쳐서, 그리고 항공기의 형상변화(무장 및 연료 탱크 탈/장착 등등)가 고려되면서 수행되어져야 하므로, 상당히 방대한 분량이 된다. 따라서, 이를 자동화 시험하는 관점에서 시험환경을 구성하여야 한다.

1) 비행제어계 개루프 정적시험(Open loop static test) : 비행제어법칙 알고리즘에 기준하여 비행제어컴퓨터의 S/W로 내장된 모든 정적 인자들(Static parameters)의 실제값이, 위에서 언급된 비행제어계 모델 기준값과의 편차 허용범위내에서 정확히 구현되었는 가를 시험하는 것을 목적으로 한다. 이 시험을 위하여는 그림 5에서 도시된 ETS(RIU)와 디지탈 비행제어컴퓨터(DFCC) 가 사용되며, 이와 동일한 시험환경이 다음 2)의 동적시험에도 적용된다. 이 시험을 위한 교란신호(Excitation signal)는 ETS에 내장된 신호 생성기, 또는 외부 장비를 사용하여 DFCC로 주입되고, DFCC로 부터 출력되는 관련 신호들은 ETS에 의하여 처리(Data logging)된다. 주로 다음의 정적 인자들이 검사된다.

- 게인 스케쥴링된 제어 인자 : 스케쥴링에 사용된 독립변수(Mach, 고도, 받음각,···)의 전 범위에 대하여 시험되어야 한다.
- 조종사 입력신호 조정함수(Pilot input signal shaping function) :
- 비행체 운동 명령신호(Normal load factor/roll rate/yaw rate limiter) 제한 스케쥴러 :

2) 비행제어계 개루프 동적시험(Open loop dynamic test) : 위의 정적시험과 동일한 목적을 갖고 수행되며, 다음으로 주어지는 비행제어컴퓨터에 구현된 동적 요소를 검사한다.

- 비행제어법칙에서 사용된 필터특성 : 만약 필터상수들이 게인 스케쥴링된 경우에는, 이는 전 비행 영역에 걸쳐 검증되어야 한다.
- 개루프 전달함수 특성 : 전 비행영역에 대하여, 센서 입력단 (Pitch stick/Normal load factor/Angle of attack/etc.)으로 부터 엑츄에이터 출력단까지의 개루프 전달함수가 미리 예측된 값들과 비교검증 되어야 한다.
- 적분제어기 특성 : Anti-Windup 기능의 유효성 검증.

3) 비행제어계 폐루프 성능시험(Closed loop performance test) : 여기에서 설명될 폐루프 성능시험과 다음 절의 고장대처 시험을 위하여는 그림 5의 FMSC/RIU/DFCC가 함께 사용된다. 센서 시스템 및 구동장치 다이나믹스는 모델화되어 FMSC에서 비행체 운동특성과 함께 실시간 적분 재현되며, 이들은 RIU를 통하여 DFCC로 연결된다. 즉, 위의 구성은 디지탈 비행제어 컴퓨터(DFCC) 만이 실제 하드웨어로 사용된 폐루프 비행제어계를 의미한다. 이 시험단계에서는 조종사가

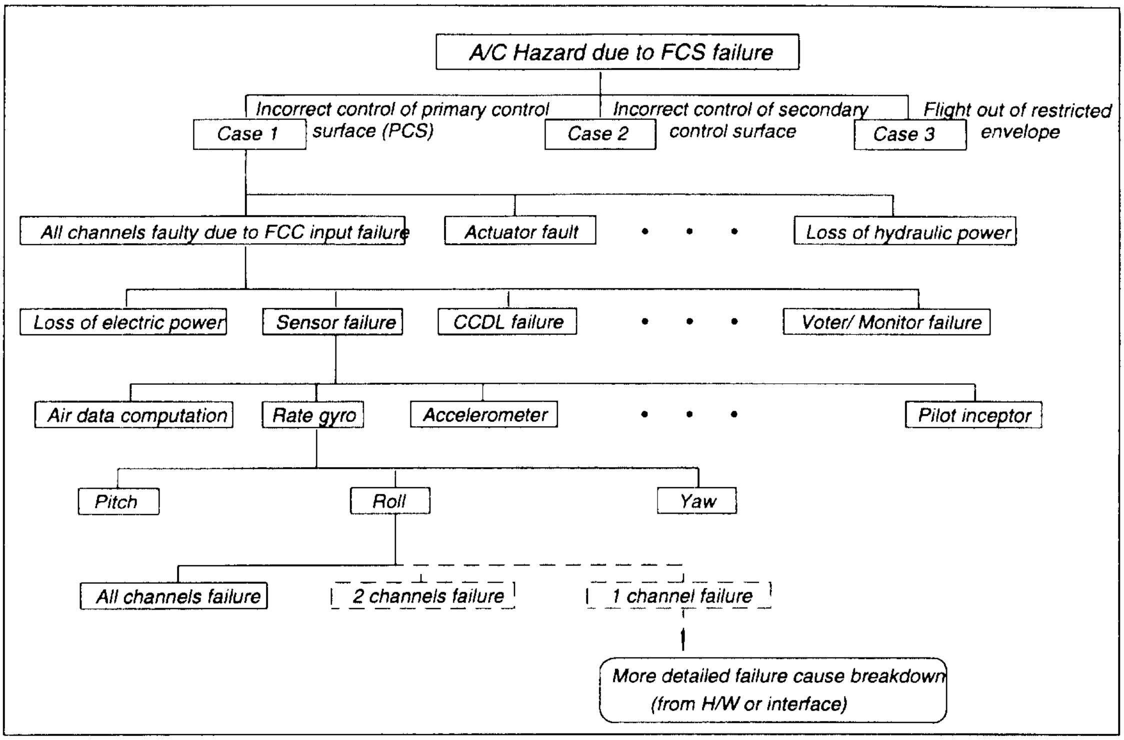


그림 8. 비행제어시스템에 관한 고장체계 분석도(Fault Tree).

배제된 가운데 실험 장치만을 이용하여, 비행제어시스템의 주파수/시간 영역 응답특성을 검증하는 것을 목표로 한다. 즉, RIU에 연결된 외부 장비를 이용하여 랜덤 노이즈(Random noise), 또는 주파수 교란 싸인 신호(Sweeped sine wave)를 생성시켜 DFFC를 교란시키고, 이에 의한 비행체 운동특성 신호의 변화를 FMSC로 부터 감지한다. 이때, 주파수영역 응답특성은 FFT에 의하여 실험적으로 결정된다. 또한, 시간영역 특성은 계단파/Doublet/3-2-1 신호를 사용하여 파악될 수 있다. 위의 시험은 비행포위선도의 전 비행영역에 걸쳐 충실히 검증되어야 한다.

4) 비행제어계 폐루프 고장대처시험(Closed loop failure management test) : 비행제어시스템내의 구성요소 고장에 대한 디지탈 비행제어컴퓨터 OFP의 고장대처 기능이 설계된 대로 바르게 구현되었는 가를 시험평가 한다. 즉, 다중화된 제어계 구성요소중 일부에 고장이 발생하면 적절한 시간내에 이를 감지하고, 분리시키며, 또한 재구성(Monitoring/Isolation/Reconfiguration)하는 기능을 검증한다. 또한, 위와 같은 고장에 의하여 발생된 비행체 운동 상태변수의 천이상태 응답특성(Transient response)이 규정된 범위내에 존재하는 가도 주된 검증사항이다. 위와 함께, 추가적으로 검증되어야 할 사항은 고장이 발생시, 이 상태에 관한 모든 정보가 비행제어컴퓨터내에 존재하는 비활성 메모리(NVM : Non Volatile Memory)에 제대로 저장이 되는 가에 관한 것이다. 일반적으로 고장신호는 가변계단 신호/램프(Ramp)/진동 신호(Oscillatory signal) 등의 형태로 DFCC로 주입되며, 이에 의한 DFCC의 대처결과가 RIU를 통하여 출력되게 된다.

비행제어시스템은 3중으로 이상으로 다중화된 수 많은 구성요소로 이루어져 있고, 또한 DFCC의 고장대처 기능은 그림 6과 같이 주어지는 비행포위선도의 전 비행영역별로 모두 시험이 수행되어져야 하므로, 시험되어야 하는 경우의 수는 상당히 많게 된다. 따라서, 위 시험은 반드시 자동화 시험방법이 강구되어야 하며, 고장대처 기능시험에 관한 시험계획은 그림 8과 같은 비행제어계 고장체계 분석도(Fault tree)를 이용하여 체계적으로 정의되어야 한다.

4.3. 시험비행 조종사에 의한 HILS 시험평가

위에서 논의된 시험의 모든 단계가 성공적으로 종료되면, 시험비행 조종사에 의한 HILS 시험이 마지막으로 수행된다. 위의 4. 2.절에서 설명된 시험들은 실험/계측장비등을 이용하여, 외부에서 교란된 입력신호에 대한 DFCC의 반응도를 정량적(Quantatative)으로 분석 및 해석하는 형태로 진행되지만, 시험비행 조종사에 의한 HILS 시험에서는 비행체 기동 및 안전 작동에 관한 조종사의 의견이 상당히 중요한 판단 자료로 받아들여 진다. 그러나, 체계적이고 과학적인 시험평가를 위해, 비행체 운동 상태변수나 고장 관련 신호들은 반드시 모니터링되어야 한다. 이 시험은 그림 5에서 표시된 R & D 시뮬레이터의 모든 구성요소가 통합운영되어

수행된다. 따라서, 그림 5의 FMSC에서 모델링되어 사용된 센서 시스템/구동장치/비행제어법칙 모듈은 모두 실시간 적분에서 삭제되며(제 3장의 FMSC에 관한 설명에서 ◇으로 표시된 소프트웨어 모듈), 실제 하드웨어가 쓰여지게 된다.

이 HILS 시험은 위에서 논의된 비행제어계 HQ 시뮬레이터 시험과 비행제어계 폐회로 고장대처 시험에서 수행된 것과 거의 동일한 항목으로 수행된다. 그러나, 이는 시험비행조종사에 의하여 비행제어시스템의 실제 하드웨어가 이용되면서 수행되는 최종시험이므로, 비행제어계가 정상적으로 작동할 때의 비행체 HQ 특성 검증을 포함하여, 외부에서 의도적으로 인가되는 고장모드 상태에서도 비행체의 HQ 특성이라든가, 고장 직후의 비행체 운동변수 천이상태 응답특성, 또는 고장정보 조종사 보고 시스템(Failure status pilot reporting system)의 적절성등이 전 비행영역별로, 또한 모든 항공기 형상에 대하여 포괄적으로 검증되어야 한다.

5. 결 론

본 논문에서는, FBW 기술이 적용된 항공기의 비행제어시스템을 설계/ 개발/ 시험평가 하려할 때 필수적으로 사용되는 핵심 Tool인 R & D 시뮬레이터의 구성과 이를 이용하는 방안에 대하여 논의하였다. FBW 비행조종장치 설계/ 개발기술은 비행체의 기동 성능 (Maneuver agility) 과 운항 효율 (Minimum drag to lift ratio) 을 획기적으로 증대시킬 수 있도록, 비행체의 형상을 세로축으로 불안정하게 설계하는 이른바 "피치축 정안정성 완화, 또는 불안정화" 의 개념을 실현시킬 수 있는 항공기 설계의 최대 핵심기술이다. 이 기술은 미국 및 러시아를 비롯한 구미의 여러 항공 선진제국에서는 이미 보편화된 기술이나, 자국의 기술보호 및 이를 통한 이익 극대화를 위하여 타 국으로의 기술이전을 기피하고 있는 실정이다. 또한, 국내에서는 국방과학연구소를 필두로 일부 정부출연 연구소 및 항공전문 산업체에서 이 기술의 독자확보를 목표로 연구중이나, 개발인력 및 기술적 자료의 제한으로 많은 어려움을 겪고 있는 상황이다.

본 논문에서도 언급되었듯이, 제어 공학자의 관점에서 바라본 비행체의 운동은 어느 제어대상 플랜트보다도 그 운동특성이 비행조건 (Flight operating point) 에 따라 가변적이고, 또한 그 개루프 운동은 불안정한 특성을 갖고 있다. 따라서, 조종사의 인간공학적 한계내에서 비행체 운동 성능을 최대로 확보할 수 있도록 비행제어시스템을 설계해야 한다는 점과 조종사의 안전을 보장할 수 있는 비행조종장치에 대한 고장허용 제어시스템 (Fault tolerant control system design) 을 적절히 설계해야 한다는 두 가지 명제는 매우 흥미로우면서 어려운 임무를 부가하고 있다. 그러나, 본 논문에서는 이에 관한 해법이나 해결책을 제시하는 것 보다는 이들과 관련된 문제 제기 및 R & D 시뮬레이터에 중점을 둔 비행제어계 시험평가 기술에 관하여 논의하였다. 따라서, 앞으로 많은 제어 엔지니어들이 이 분야 기술에 관심을 갖고, 또한 좋은 연구 결과가 있기를 기대하면서 본 기고를 종료한다.

참고문헌

[1] D. McLean, "Automatic flight control systems", Prentice Hall, 1990.

[2] "Background information and user guide for MIL-F-9490", AFFDL-TR-74-116, Jan., 1975.

[3] T. F. Weistermeier, "Triplex digital Fly-By-Wire redundancy management techniques", AIAA paper, 1978.

[4] H. Buss, R. McLees, M. Orgun, E. Pasztor, L. Schultz, "777 Flight control validation process", AIAA/IEEE 14th Digital Avionics System Conference, pp. 394-402, Nov., 1995.

[5] F. L. Tuttle, R. L. Kisslinger, "Verification and validation of F-15 S/MTD unique softwre", NAECON 91, vol. 2, pp. 690-697, May, 1991.

[6] M. Baarspul, "A Review of flight simulation techniques", Progress in Aerospace Sciences, vol. 27, pp. 1-120, 1990.

[7] S. M. Rolfe, K. J. Staples, "Flight simulation", Cambridge University Press, 1986.

[8] B. L. Stevens, F. L. Lewis and F. Al-Sunni, "Aircraft flight controls design using output feedback", vol. 15, no. 1, pp. 238-246, Jan-Feb., 1992.

[9] D. Goddard, "Eigenstructure selection for longitudinal flying quality consideration", NAECON 88, vol. 2, pp. 470-478, May, 1988.

[10] D. B. Ridgely, S, Banda, T. McQuade and P. Lynch, "Linear-Quadratic-Gaussian with loop transfer recovery methodology for an unmanned aircraft", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 10, no. 1, pp. 82-89, Jan-Feb., 1987.

[11] W. L. Rogers and D. J. Collins, "X-29 H-infinity controller synthesis", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 15, no. 4, pp. 962-967, July-August, 1992.

[12] O. R. Reynolds, M. Pachter and C. H. Houpis, "Full envelope flight control system design using quantitative feedback theory", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 19, no. 1, pp. 23-29, Jan-Feb, 1996.

[13] R. C. Montgomery, D. B. Price, "Mamagement of analytical redundancy in digital flight controlsSystem for aircraft", AIAA Paper no. 74-887, AIAA Mechanics & Control of Flight Conference, Aug., 1974.
[14] Y. Nam, E. Lee, "Fault monitoring of aircraft actuation system", 한국 항공우주 학회지, vol. 24, no. 2, 1996. 4.
[15] 이 재우, 박 민 우, "항공기 개념 및 기본 설계 과정에 관한 연구 - 한국형 초음속 훈련기 개발 경험을 중심으로", 한국 항공우주 학회지, 제 24권 5호, pp. 137-150, 1996. 10.
[16] R. P. Harper, G. E. Cooper, "Handling qualities and pilot evaluation-1984 wright brothers lecture", Journal of Guidance and Control. pp. 515-529, 1986.
[17] K. J. Szalai, et. al., "Digital Fly-By-Wire flight control validation experience", NASA Technical Memorandum 72860, Dec., 1978.

저 자 소 개

남 윤 수

1958년 12월 29일생
1977. 3.~1981. 2. 서울대학교 공과대학 원자핵공학과 학사
1981. 2.~1983. 2. 서울대학교 대학원 기계설계학과 석사
1983. 2.~1986. 7 금성사 중앙연구소, 가전기기 연구실
1986. 12.~1991. 12. Georgia Institute of Technology 기계공학과 박사
1992. 4.~1997. 2. 국방과학연구소, 비행역학 실험실 (선임 연구원)
1997. 3.~현재 강원대학교 정밀기계공학과(조교수)
관심분야 : Robust 비행제어시스템/유압제어/Fault Tolerant Control System
(200-701) 강원도 춘천시 효자2동 강원대학교 공과대학 정밀기계공학과
TEL. 0361)50-6278 / FAX. 0361)57-4190.

고 준 수

1953년 4월 18일생
1972. 3.~1976. 2. 서울대학교 공과대학 항공공학과 학사
1976. 3.~1980.7. 공군사관학교 항공과 교관 (간후 71기)
1980. 9.~1982.7. Virginia Polytechnique Institute & SU, 항공공학과 석사
1982. 7.~1985.6. Virginia Polytechnique Institute & SU, 항공공학과 박사
1985. 7.~현재 국방과학연구소, 비행역학 실험실 (책임 연구원)
관심분야 : 항공기 비행역학 설계/스핀운동 해석/시뮬레이션
(305-600) 대전 유성우체국 사서함 35~3, 3~1~3
TEL. 042)821-3356 / FAX. 042)821-2223.