

비행제어시스템 설계 및 검증 절차

Flight Control System Design and Verification Process

김 종 섭*
(Chong-sup Kim)

Abstract : Relaxed static stability(RSS) concept has been applied to improve aerodynamic performance of modern version supersonic jet fighter aircraft. Therefore, flight control systems are necessary to stabilize an unstable aircraft, and provides adequate handling qualities and achieve performance enhancements. Standard FCSDVP (Flight Control System Design and Verification Process) is provided to reduce development period of the flight control system. In addition, if this process is employed in developing flight control system, it reduces the trial and error for development and verification of flight control system. This paper addresses the flight control system design and verification process for the RSS aircraft utilizing design goal based on military specifications, linear and nonlinear system design and verification based on universal software, handling quality test based on HILS(Hardware In-the-Loop Simulator) environment, and ground and flight test results to verify aircraft dynamic flight responses.

Keywords : FCSDVP(Flight Control System Design and Verification Process), HILS(Hardware In-the-Loop Simulator), ground and flight test, linear and nonlinear system design and verification

I 서론

현대의 전투기는 기동 성능을 향상시키기 위해 정적으로 항공기를 불안정하게 설계하는 정안정성 완화 개념(RSS: Relaxed Static Stability)의 적용하고 있다. 따라서 불안정하게 설계된 항공기의 조종성능(controllability) 및 안정성(stability)을 보장하기 위해 고도로 발달된 디지털 제어기술에 의한 전기식 비행제어시스템(digital Fly-By-Wire flight control system)을 설계한다. 비행제어시스템의 개발은 시스템의 중요성 및 복잡성으로 인하여 설계/검증을 수행하는데 장기간의 시간이 소요된다. 따라서 장기간에 걸쳐 복잡한 시스템을 효과적으로 개발하여 요구사항(requirement)을 만족시키고, 검증 과정에서 발생하는 여러 가지 문제점을 해결하여 비행안전성(flight safety)을 확보하기 위해 정형화된 개발 및 검증 절차의 정립이 필요하다.

본 연구에서는 T-50 초음속 고등훈련기급 항공기의 개발 사례를 경험으로 하여 정형화된 비행제어시스템 설계 및 검증 절차(FCSDVP: Flight Control System Design and Verification Process)에 대한 모델을 제시하였다. 정형화된 FCSDVP의 정립으로 차기 항공기 개발 과정에서 발생할 수 있는 여러 가지 문제점을 사전에 제거하고 시행오차를 줄임으로써 성공적으로 항공기 개발을 수행할 수 있을 것으로 기대한다. 또한, 정형화된 절차는 개발기간을 단축시킴으로써 개발비용을 상당히 감소시킬 수 있을 것이다.

II. 비행제어시스템 설계 및 검증 절차

그림 1은 항공기 개발절차를 개념적으로 제시한 것이고, 그림 2는 비행제어시스템의 설계에서부터 비행시험에 이

기까지의 개발 및 검증 절차를 나타낸다. 비행제어시스템 설계 요구도(FCS design requirement)는 수요자의 요구사항에 대해 항공기의 동력학에 대한 설계 요구도인 MIL-F-8785C와 시스템의 안정도에 요구도인 MIL-F-1797A를 기초로 작성되어 있으며 고기동성을 보장하기 위한 요구 조건 및 시뮬레이션 환경을 구성하기 위한 여러 가지 모델에 대한 요구 조건으로 구성되어 있다[1,2]. 이러한 요구 조건을 기반으로 선형시스템(linear system)을 설계하고, 최적화된 제어이득(control gain)을 산출한다. 선형시스템은 제어법칙 개발자에 의해 제어기(controller) 및 설계기법(design method)을 선정하여 설계한다. 설계된 선형시스템을 기반으로 풍동시험(wind tunnel test)을 통해 설계영역에서 산출된 항공기 선형화 모델(linear model)과 비행제어시스템 설계 요구도를 이용하여 요구도에 적합한 제어이득을 산출하는 과정을 거치며, 산출된 제어이득은 선형해석(linear

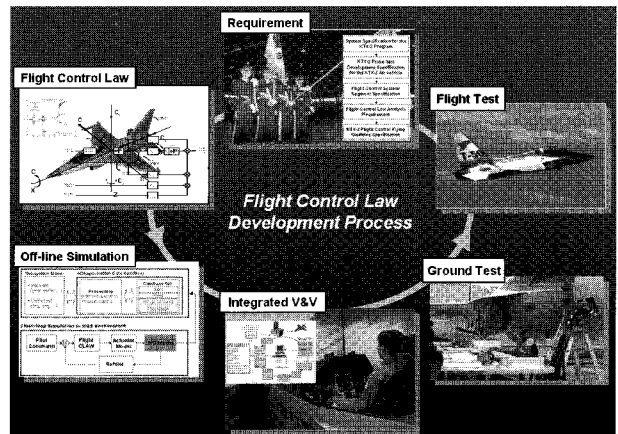


그림 1. 항공기 개발 절차.
Fig. 1. Overall procedure of aircraft development.

* 책임저자(Corresponding Author)
논문접수 : 2008. 2. 26., 채택확정 : 2008. 5. 12.
김종섭 : 한국항공우주산업(주)(robocskim@korea aero.com)

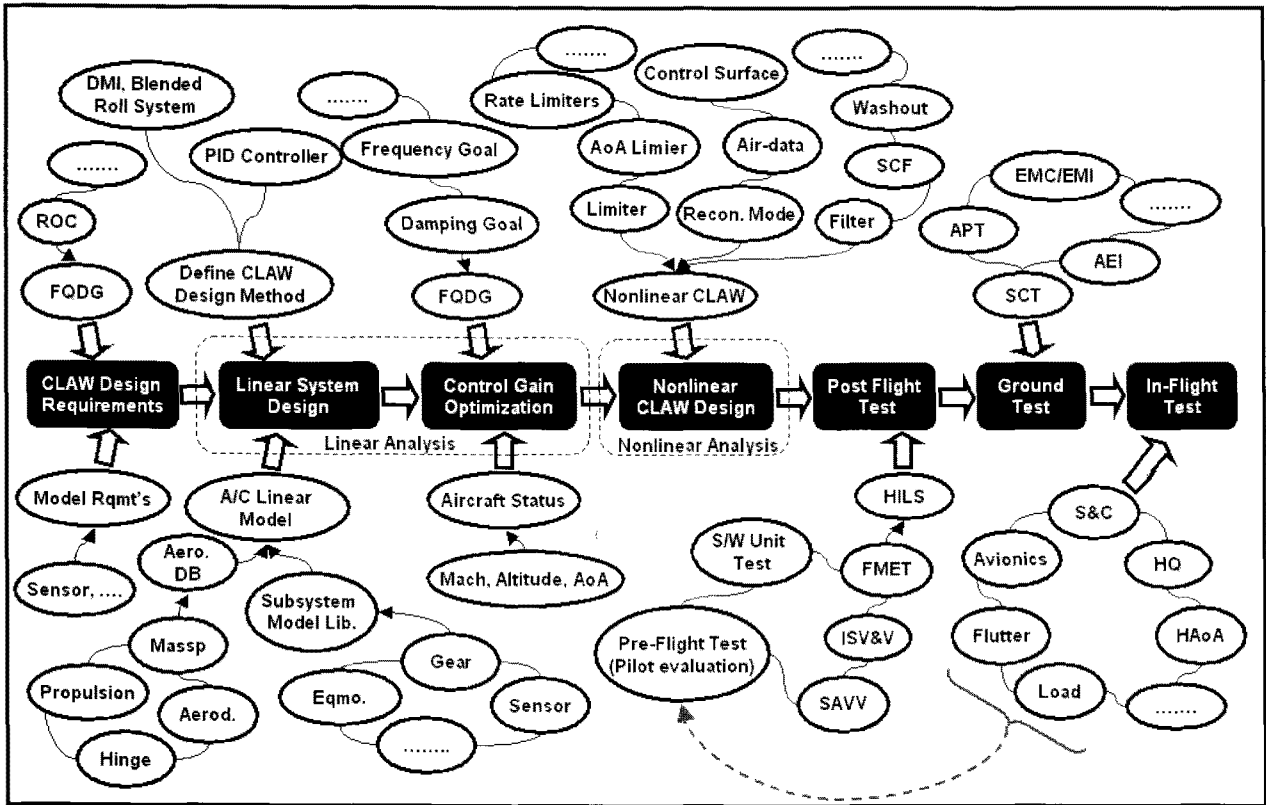


그림 2. 비행제어시스템 설계 및 검증 과정에 관한 흐름.
 Fig. 2. Work flow of FCSDV(Flight Control System Design and Verification) process.

analysis)을 통해 검증된다. 비선형시스템의 설계는 MATLAB 및 MATRIXx와 같은 상용프로그램을 이용하여 GUI 환경에서 선정된 제어기에 대한 알고리즘을 설계하고, 선형시스템으로 보상할 수 없는 각종 비선형 제한기들을 설계한다. GUI(Graphic User Interface) 환경에서 설계된 비선형시스템에 최적화된 제어이득을 적용하고, 자동코드 생성기 (autocode generator)를 이용하여 C-코드를 생성한다. C-코드는 여러 가지 서브시스템 모델과 함께 비선형 시뮬레이션 프로그램에 적용하며, 비선형해석(nonlinear analysis)을 통해 개루프 응답 특성(open-loop response)을 검증하고, 실시간 환경에서 조종성(handling quality) 등과 같은 폐루프 응답 특성(close-loop response)을 검증한다. 그리고 비행제어컴퓨터 (FLCC: Flight Control Computer)에 비행제어법칙이 포함된 OFP(Operational Flight Program) 적용하고, HILS(Hardware In-the-Loop Simulator)를 구성하여 다양한 검증 방법을 이용하여 검증하게 된다. 검증된 FLCC는 항공기에 탑재하여 지상시험(ground test)을 수행하여 항공기 LRU(Line Replaceable Unit) 간의 상호 간섭에 등에 대한 시험을 수행하게 된다. 그리고 비행시험(flight test)을 통해 개발요구도에 적합한 시험 항목을 수행하여 여러 가지 기동에 대한 항공기 응답 특성을 평가하고, 설계되어진 제어법칙의 타당성 및 요구도 만족여부를 평가한다. 요구도를 만족하지 못하거나 불만족스러운 영역은 제어이득을 정밀교정하거나, 공력 데이터베이스를 개선하여 제어이득을 재산출하며, 항공기의 기동성을 향상시키기 위해 비선형시스템을 개선하기도 한다.

1. 비행제어시스템 설계 요구도

그림 3은 비행제어시스템 설계 요구도를 정립하는 절차를 나타낸다. 요구도는 수요자가 원하는 요구 사항을 만족시키기 위해 MIL-F-8785C와 MIL-F-1797A와 같은 군사규격을 기반으로 설정한다. 비행제어시스템과 관련된 요구사항으로는 사용자가 기대하는 기동성을 보장하기 위한 비행성(flying quality), 항공기의 동력학(aerodynamics)적 설계, 구조 하중 제한(structural load limits) 및 시스템 및 소프트웨어 요구도 등으로 나눌 수 있다.

비행성 요구 조건은 단주기 모드(short-period mode), 더치를 모드(dutch-roll mode)와 같은 개루프 조종과 자세각 포

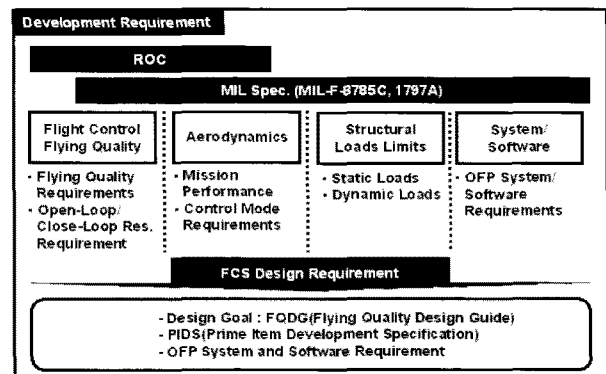


그림 3. 비행제어시스템 설계 요구도 선정.
 Fig. 3. Determine the FCS design requirement.

착(attitude capture), 편대비행(formation flight) 등과 같은 페루프 조종에 대한 만족도를 나타낸다. 개루프 조종에 대한 요구조건은 감쇄비(damping ratio)와 고유진동수(frequency) 요구도로 구성되는데, 항공기 선형화 모델과 선형시스템을 이용하여 최적의 게인이득(feedback gain)을 산출하는 지표가 된다. 페루프 조종에 대한 요구도는 조종특성 매개 변수(CAP: Control Anticipation Parameter)와 같은 조종사의 조종성과 관련된 요구조건인데, 대표적으로 피드포워드 제어이득(feedforward control gain)을 산출하는 지표가 된다.

항공기 동력학적 설계에 대한 요구조건은 항공기의 형상, 임무 등에 대한 설계 요구도를 나타낸다. 이러한 요구조건을 이용하여 시스템의 기능에 따라 어떤 제어모드를 적용할 것인가를 정의하는 것으로, 고등훈련기에는 크게 3가지 제어모드가 있다. 고장이 없는 항공기의 형상에 적용하는 정상모드(normal mode), 항공기의 조종면에 고장이 발생했을 경우에 적용하는 재형상모드(reconfiguration mode) 및 정상모드보다 기동 범위를 제한하는 훈련모드(training mode)로 나눌 수 있다. 또한 항공기의 무장형상에 따라 CAT I, II, III 로 나눌 수 있으며, 항공기 형상에 따라 착륙 의장 형상인 PA(Power Approach)와 착륙장치가 올려진 UA(Up and Away)로 나누어진다.

항공기가 고기동의 임무를 수행할 때 기체의 안전성을 보장하기 위해 충분한 구조강도(structural strength)를 보유하고 있어야 한다. 항공기의 구조강도는 기동성능 요구도와 밀접한 관계가 있고, 기동성능 요구조건에 의해 항공기 기체의 구조설계 요구조건(structural design requirements)이 결정된다. 이러한 요구조건에 의해 항공기가 구조하중을 가장 크게 받는 조건을 선정하여 정적, 동적 구조해석 및 수명해석(DaDT: Durability and Damage Tolerance)을 수행한다. 그 결과에 따라 항공기의 각 부재(components)의 설계치(sizing)가 결정되어진다. 설계되어진 항공기는 최대 구조하중 내에서 기동을 수행할 수 있도록 구조 하중 제한에 대한 요구조건에 따라 각종 제한기(limiter)를 비행제어법칙 내에 설계한다.

시스템 및 소프트웨어에 대한 요구 조건은 비행제어시스템을 구성하는데 요구되는 것으로, OFP 개발에 대한 항목 등으로 구성된다. 이러한 설계 요구 항목을 기반으로 비행제어법칙설계 지침 문서인 FQDG(Flying Quality Design Guide)를 생성하고, SSD(System Segment Documents), SDD(System Description Documents), 및 SSS(System Segment Specification) 와 같은 비행제어시스템 설계 지침 문서를 설계한다. 그리고 PIDS(Prime Item Development Specification)를 작성하여 설계된 비행제어시스템을 최종적으로 평가하게 된다.

2. 선형시스템 설계 및 검증

비행제어법칙 엔지니어는 제어기 및 설계기법을 선정하여 선형시스템을 설계하고, 풍동시험을 통해 획득한 항공기의 선형화 모델을 설계된 선형시스템에 적용하여 비행제어시스템 설계 요구도에 적합한 최적의 제어이득을 산출한다. 그림 4는 선형시스템 설계 및 검증 과정을 나타내는데, 본 절에서는 선형시스템의 설계과정, 제어이득의 최적화 과정

및 산출된 제어이득을 기반으로 한 선형해석 기법에 대한 항목을 기술한다.

2.1 선형시스템 설계

일반적인 제어기 설계는 연속시간(continuous time)의 제어기를 설계하여 디지털 화하는 방법과 디지털 제어이론(digital control theory)을 적용하여 제어기를 설계하는 방법이 있는데, 대부분의 제어시스템이 연속시간 시스템이기 때문에 전자의 방법의 사용을 보편화하고 있다[3]. 연속 시간의 제어기를 디지털제어기에 적용하기 위해서는 연속 시간을 가정해도 좋을 만큼의 연산이 필요하다. 따라서 과도한 연산 속도를 줄이기 위해서는 샘플링 주기, 시간지연요소, 센서 잡음을 제거하기 위한 필터 등을 고려하여 최대한 비선형성을 모사하여야 한다. 선형시스템 설계 시에 고려되어야 할 사항은 제어기에 적분기가 포함되어 있을 경우에는 적분기에 의해 시스템이 포화(saturation)되는 현상을 제거하기 위한 보상기(anti-windup compensator)의 설계가 필요하다. 그리고 반올림 오차(round-off error)에 의해 수치 연산을 수행할 경우, 안정적인 시스템이 불안정해 질 수 있다. 따라서 반올림 오차로 인한 시스템의 안정성을 보장하기 위해서 디지털제어기에서는 각종 필터는 최대 2차의 직렬(serial) 및 병렬(parallel) 구조로 적용한다. 또한, 선형시스템에는 비선형시스템과 가능하면 유사성을 지니도록 하기 위해서 받음각 제한기(angle-of-attack limiter)와 앞전 및 뒷전 플랩 스케줄러와 같은 비선형 제어기를 최대한 반영하기도 한다.

그림 4는 선형시스템의 설계, 제어이득의 최적화 및 생성된 제어이득의 검증을 위한 선형해석 절차를 나타낸다. 선형시스템은 항공기 모델을 기반으로 하여 비행제어법칙을 설계할 때, 설계점(design point)에서 최적의 제어이득을 산출하기 위해 설계한다. 선형시스템 구성은 제어기, 구동기(actuator), 센서(sensor), 복조기(demodulator), 구조연동필터(SCF: Structural Coupling Filter) 및 시간지연요소 등으로 구성되어 있다. 고등훈련기에서는 세로축 비행제어법칙으로 모델역변환설계 기법(dynamic inversion)을 이용한 비례적분(proportional-plus-integral) 제어, 가로-방향축 비행제어법칙으로는 미끄럼-미끄럼각속도 게인(beta-beta-dot feedback)을 이용한 비례(proportional) 제어를 적용하고 있다[4,5]. 구동기 및 구조연동필터는 1차 모델 및 시간지연요소로 구성되어 있다. 그리고 각속도센서(rate sensor) 모델은 주파수와 감쇄비를 고려하여 2차로 설계하였고, 가속도(acceleration), 받음각 및 미끄럼각(angle of sideslip) 센서 모델은 1차로 설계하였다. 또한, 각속도와 가속도 게인 단에는 센서의 잡음을 제거하기 위한 필터(anti-aliasing filter)를 고려하였다.

2.2 제어이득의 최적화

설계된 선형시스템, 항공기 선형화 모델 및 설계목표(design goal)를 기반으로 항공기의 안정도 및 조종성을 보장할 수 있는 최적의 제어이득을 산출한다. 항공기의 축소형 모델(prototype)을 기반으로 풍동시험을 통해 획득된 중량(mass), 힌지모멘트(hinge moment), 추진(propulsion) 및 공력(aerodynamic) 데이터를 이용하여 세로축 및 가로-방향축 선형화 모델을 산출한다. 세로축의 설계목표는 조종특성매

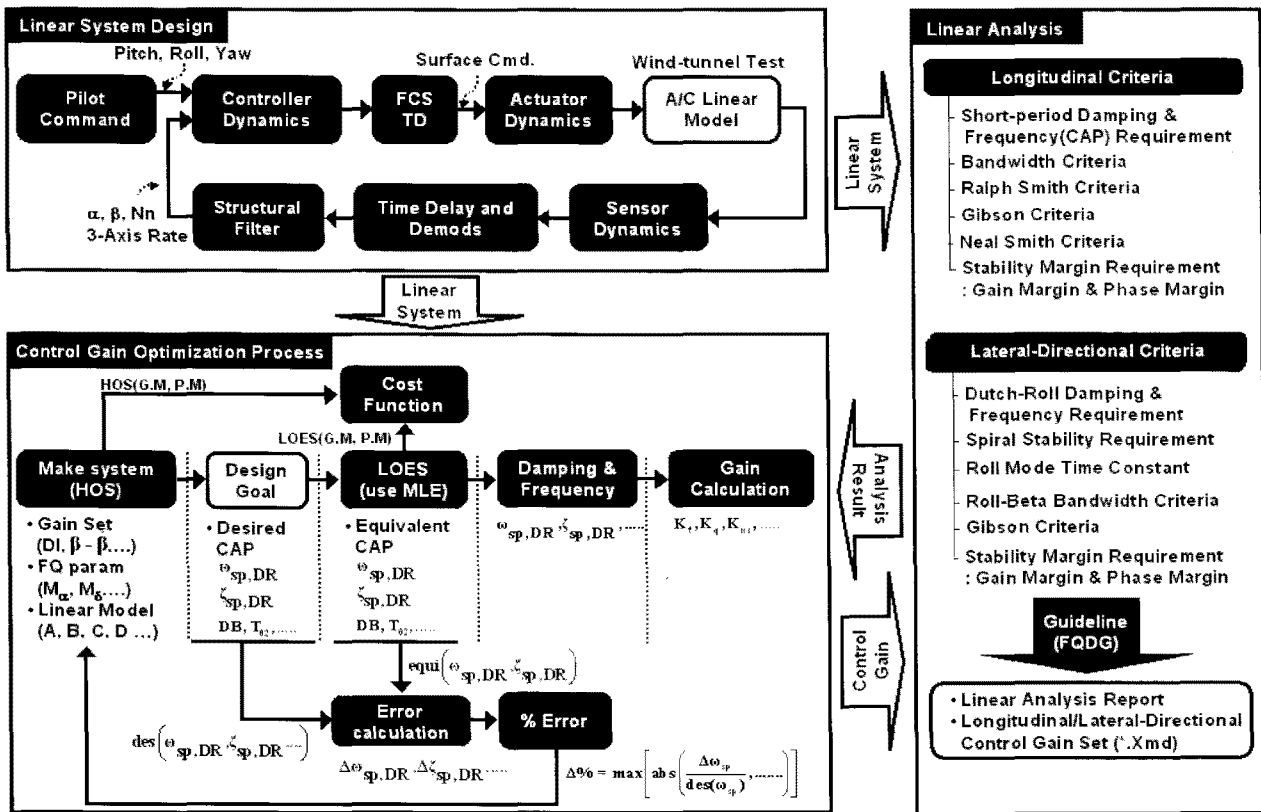


그림 4. 선형시스템 설계 및 해석 과정.
Fig. 4. Linear system design and analysis process.

개변수 및 단주기 모드 감쇄비가 있다. 조종특성매개변수는 동압이 낮을수록 커지고 동압이 높을수록 작아지는 경향성을 가진다. 가로-방향축의 설계목표는 롤각속도, 롤모드 시상수(roll mode time constant), 더치를 모드, 스파이럴(spiral) 모드 및 미끄럼각 편의(sideslip excursion) 요구도가 있다. 설계된 선형시스템은 적분기와 다수의 필터를 포함하고 있기 때문에 고차시스템(HOS: High Order System)이다. 따라서 기존의 군사규격에 정의된 요구도를 적용하기 위해서는 최대공산추정법(maximum likelihood estimation)을 이용하여 오차가격함수(mismatch cost function)가 최소화되고, 저차시스템(LOES: Low Order Equivalent System)과 HOS의 이득 및 위상여유(gain and phase margin)가 일치하는 LOES로 전환한다. 최적의 제어이득은 LOES 시스템과 설계목표를 이용하여 산출된다. 생성된 제어이득으로부터 세로축은 고도, 마하수에 대한 2차원 이득표(gain table)가 만들어지고, 가로-방향축은 고도, 마하수, 받음각의 3차원 이득표가 만들어진다. 생성된 제어이득은 비행시험을 거쳐, 공력 데이터베이스가 보정되면 제어이득도 자동으로 생성되기 때문에 인위적으로 가공되지 않고 적용된다[4,5].

2.3 선형해석

설계점에서 선형시스템과 선형화 모델을 이용하여 설계목표에 적합한 최적의 제어이득을 산출하였다. 산출된 제어이득은 선형해석을 통해 타당성을 평가한다. 선형해석은 비행제어법칙의 제어이득설계에 실제 광범위하게 사용되고 있으며, 다양한 판별법을 이용하여 항공기 안정성 및 기본

적인 조종성을 파악할 수 있다. 또한 특성상 대량의 비행조건을 단시간에 적은 인원으로 해석할 수 있다는 큰 장점이 있다. 그러나 파악이 가능한 조종성 평가의 종류에 제약이 있으며, 항공기 모델의 선형화라는 제약성을 피할 수 없다. 주요 선형해석 평가항목으로는 다음과 같다[6].

1) 등가저차기법을 통한 항공기 특성 해석

FBW 항공기는 많은 복잡한 제어기를 포함하고 있기 때문에 고차의 시스템을 등가저차시스템으로 등가화 시켜 요구도를 기반으로 만족여부를 판별한다. 이러한 판별법은 세로축의 주요 모드인 단주기 감쇄비, 고유진동수 및 조종특성매개변수가 요구 조건에 부합하는지 해석한다. 그리고 가로-방향축의 주요모드인 더치를 감쇄비 및 고유진동수, 롤모드 시상수 및 시간지연, 스파이럴 모드가 요구조건에 부합하는지 해석한다.

2) 상대안정도 여유 해석

시스템의 상대 안정도를 평가하기 위한 판별법으로, 구조연계필터를 포함한 전체 시스템의 보드선도가 6dB 이상의 이득여유와 45° 이상의 위상여유를 갖는지 평가하는 판별법이다.

3) 대역폭(bandwidth) 해석

차수가 높은 복잡한 제어법칙을 시스템에 적용하거나 등가저차시스템에 비해 오차가 큰 제어법칙을 갖는 항공기에 대해 대역폭 기준을 적용한다. 대역폭 판단기준은 조종사가 원하는 주파수 영역에서 충분한 안정도 여유(G-M > 6dB, P-M > 45°)를 만족하는지 판단하는 기준이며, 고주파수 영

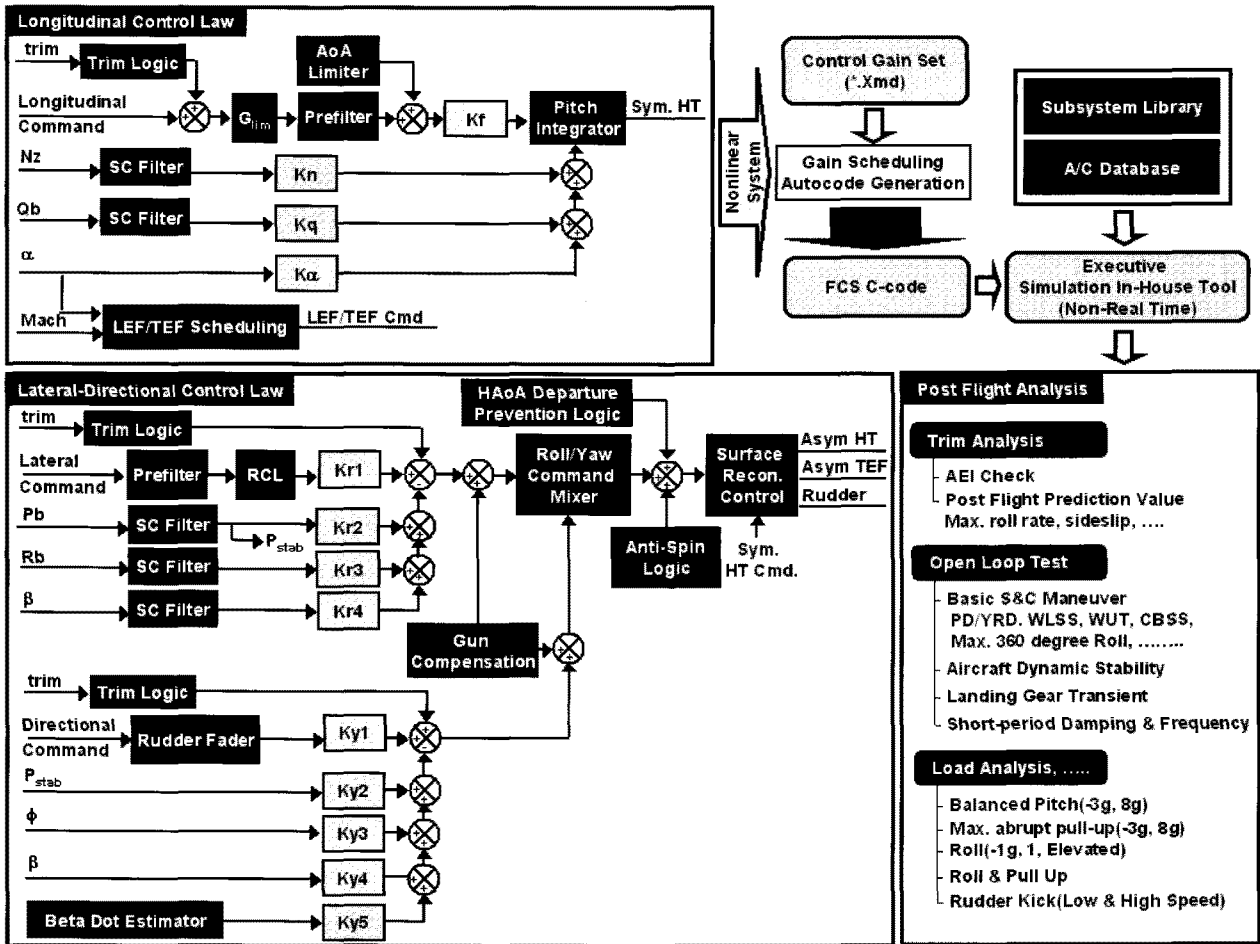


그림 5. 비선형시스템 설계 및 해석 과정.
Fig. 5. Nonlinear system design and analysis process.

역에서 위상지연으로 발생하는 시간지연의 판단기준을 제시한다.

4) Neal-smith criteria

조종사가 항공기의 피치차세각을 정밀하게 제어할 수 있는 정도에 따라 조종성등급을 판단한다고 가정하여 조종사 모델을 해석모델에 포함하여 분석하는 방법이다. 조종사 모델은 조종사이득, 시간지연 및 앞섬/뒤짐 필터로 구성된다.

5) Gibson criteria

BAE의 Gibson이 제안한 시간 및 주파수 영역 판별기준은 항공기 상태변수의 전달함수를 시간영역으로 재해석한 요구도이다. 시간영역 판단기준은 제어법칙 설계목표 선정 시에만 사용되며, 해석에서의 판단기준으로 직접적용하고 있지 않다. 주파수 영역에서의 판단기준은 위상각속도, PIO (Pilot Induced Oscillation) 및 피치차세각 보드선도의 위상지연에 대한 이득 크기에 대한 판단기준이 적용되고 있다.

여러 가지 기준을 적용하여 산출된 제어이득을 평가하였고, 산출된 이득은 비선형 제어법칙을 설계 시에 적용한다.

3. 비선형시스템 설계 및 검증

비선형시스템은 MATRIX나 MATLAB과 같은 GUI 환경에 설계하여 자동코드 생성기를 이용하여 C-코드로 생성되며, 선형시스템으로 보상할 수 없는 각종 비선형 제한기 등

이 설계된다. 그림 5는 고등훈련기의 비선형제어법칙 설계 및 해석 절차를 나타내며, 주요 비선형제어법칙에는 고받음각 이탈제한기(high angle-of-attack departure preventer), 기총 보상기(gun compensator), 재형상모드(reconfiguration mode) 등이 있다[5-8]. GUI 환경에서 설계된 비선형시스템은 선형 시스템 및 선형화 모델을 이용하여 생성된 제어이득은 상용프로그램의 자동 C-코드 생성기에 의해 C-언어로 전환되어 라이브러리 파일로 생성된다. 생성된 비행제어법칙 라이브러리 파일은 각각의 서브시스템 모델과 함께 비선형 시뮬레이션 프로그램을 생성하고 비실시간 모사를 통해 설계된 제어법칙을 일부 검증한다.

3.1 고받음각 이탈제한기

1) 받음각 제한기

받음각 제한기는 한계받음각 이상으로의 비행을 억제하고 한계받음각 내에서 항공기 안정성을 보장한다. 고등훈련기에서는 최대받음각 상태에서 UA일 경우 1G 상태에서 -7G 및 -1G 상태에서 2G, PA의 경우 -14 deg/sec의 명령을 발생시켜 항공기가 큰 받음각에 도달하여 이탈에 진입하는 것을 방지한다. UA의 경우 항공기 형상(CAT: category)에 따라 최대 받음각이 설계되어 있으며, CAT 1일 경우 받음각 25°, CAT 2일 경우 22°, CAT 3일 경우 19°이며, PA의

경우는 20°이다.

2) MPO(Manual Pitch Overrider)

MPO 모드는 조종사의 스위치 조작에 의하여 작동되며, 조종사가 MPO 스위치를 누르고 있는 동안 받음각 제한기는 작동하지 않으며 모든 세로축 귀환은 끊어진다. 또한 조종사의 세로축 조종입력은 적분기를 거치지 않고 수평꼬리날개로 전달되며 조종면의 최대 변위는 20°에서 -30°로 설정된다. 항공기의 이탈 운동은 매우 큰 받음각을 가지고 진행되며, 받음각 제한기에 의해서 제어법칙에서는 받음각을 줄이기 위해 최대의 기수속임 명령을 발생시키기 때문에 조종사의 세로축 조종입력으로는 조종이 불가능하다. 따라서 깊은 실속(deep stall)에 진입 시, MPO 스위치를 이용하여 조종사는 항공기의 기수진동에 맞추어 항공기가 기수를 숙일 때에는 기수속임 명령을, 기수를 들 때는 기수 들기 명령을 반복함으로써 조종사 명령이 항공기의 세로축 진동 운동을 증폭시켜 기수속임 운동을 크게 만들어낸다. 그러므로 기수가 아래로 숙여졌을 때, 중력에 의해 항공기는 속도를 얻게 되어 실속에서 빠져나오게 된다.

3) 스피방지기

스피방지기는 항공기가 이탈 시 스피에 진입하는 것을 방지하는 제어법칙으로 직립이탈(upright departure)은 받음각이 35°이상일 경우, 배면이탈(inverted departure)은 받음각 -10°, 속도 170 knots 이하일 경우를 정의한다. 직립이탈일 경우, 가로-방향축 조종사 명령 및 귀환루프는 끊어지고 요우각속도 귀환을 이용하여 수직꼬리날개, 비대칭 수평꼬리날개 및 플레퍼론을 직접 구동한다. 배면이탈일 경우, 가로-방향축 조종사 명령은 작동하지만 귀환루프는 끊어지며 요우각속도 귀환을 이용하여 수직꼬리날개를 직접 구동한다. (+)고받음각에서 (+)요우각속도는 비대칭 수평꼬리날개 및 플레퍼론을 (-)의 방향으로 변위시켜 오른쪽 롤을 발생시키며, 수직꼬리날개를 (+)방향으로 변위시켜 왼쪽 요우를 발생시킨다. 비대칭 수평꼬리날개 및 플레퍼론의 변위는 양력을 스피 방향으로 증폭시키는 것처럼 보이지만 양력은 거의 발생하지 않고 좌우 날개의 스피를 방지하는 항력을 발생시키는 역할을 한다.

4) 조종사 명령제한기

가로축 명령제한기(RCL :Roll Command Limiter) 및 방향축 조종사 명령제한기(rudder fader), 고받음각 이탈제한기(high angle of attack departure prevention logic)는 항공기가 고받음각으로 진입 시에 조종사의 롤명령 및 요우명령을 감소시키는 기능을 한다. 이는 받음각과 수직가속도를 기준으로 스케줄링 한다.

3.2 기총보상기

고동훈련기급 항공기에는 왼쪽 날개와 동체가 결합되는 부분에 기총(gun)이 장착되어 있다. 기총 발사 시에 반작용 및 기총외부로 분출되는 비대칭 배기흐름의 영향으로 원하지 않는 가로-방향축 운동이 발생한다. 따라서 기총보상기를 설계하여 기총 발사 후에 원하지 않는 항공기 운동을 제거한다.

군사규격에서 정의하고 있는 기총보상기의 설계 기준은 기총발사로 인한 과도응답이 롤각속도는 10% 이내 요우각

속도는 2%이내로 설계한다. 따라서 과도 응답을 상쇄시키기 위한 이득을 스케줄링하고 비대칭 플레퍼론(asymmetric flaperon)과 수직꼬리날개(rudder) 명령을 생성하는 기총보상기를 비행제어시스템에 적용한다. 설계된 제어법칙은 지상 및 비행시험을 통해 이득을 최적화하여 기총 발사 시에 발생하는 원하지 않는 항공기 운동을 제거한다.

3.3 재형상모드

재형상모드는 항공기에 장착되어 있는 센서와 조종면 구동기 등의 고장을 인하여 항공기 안정성이 훼손될 경우를 대비하여 설계하는데 공기정보 및 조종면 재형상모드(airdata and control surface reconfiguration mode)로 나눌 수 있다.

공기정보 재형상 모드는 고도/속도/받음각 정보를 측정하기 위해 항공기에 장착되어 있는 통합다기능 감지기(IMFP: Integrated Multi-Function Probe)의 고장이 발생할 경우를 대비하여 비행제어법칙 내에 대기이득(stand-by gain)을 설계하여 최소한의 비행안전성을 보장한다. UA(Up and Away)형상에서는 항공기의 정적 안정성이 가장 불안정한 10kft, M0.8, 받음각 2.5°, PA(Power Approach)에서는 착륙과 가장 근접한 비행 상태인 S.L(Sea Level), M0.21, 받음각 6° 조건 의 이득을 대기이득으로 설계한다. 항공기의 조종면 고장으로 인해 발생할 수 있는 항공기 안정성을 보장하기 위해 조종면 재형상 모드를 설계한다. 유압작동기(hydraulic actuator)의 전기계통 및 주명령밸브의 고장 시, 고장된 유압작동기는 DBM(Damped Bypass Mode)로 전환되어 외부 공기 흐름에 따라 움직이고 비행제어시스템의 영향을 받지 않는다. 그리고 정상 작동하는 조종면이 고장 난 조종면의 기능을 분담하도록 하는 조종면 재형상 모드를 설계하여 항공기를 원활히 조종할 수 있도록 한다.

3.4 비실시간 모사

비선형 해석에는 비실시간 모사법과 실시간 모사법이 있다. 실시간 모사법은 주로 유인모사를 의미하며 비실시간 모사법은 비실시간 시뮬레이션 프로그램을 이용한 6-자유도 모사를 말한다. 6-자유도 운동방정식을 풀어내는 기본적인 방법은 실시간 모사 및 유인모사와 완전 동일하다. 따라서 시뮬레이션 데이터베이스 및 제반 항공기 모델링 수준이 뒷받침하는 한, 그리고 조종입력이 완전 동일한 한, 6-자유도 모사의 결과는 실시간 모사 및 유인모사의 결과와 일치한다. 그러나 비실시간 모사에서 줄 수 있는 조종입력에는 분명한 한계가 있다. 가진 입력 등과 같은 정형화된 개루프(open-loop)적 조종입력은 오히려 유인 모사보다 더 정확하게 줄 수 있는 반면, 폐루프(close-loop)적 조종입력은 기술적으로는 가능하나 실용적 관점에서 사용하지 않는다. 개루프적 조종입력에 대한 항공기 반응을 해석하는 경우에 있어서도 모사결과 평가를 위한 추가적인 해석도구를 필요로 하는 경우가 많기 때문에, 비실시간 모사는 조종성 평가보다는 항공기의 개루프적 기본 안정성 파악에 더 많이 이용된다. 예를 들면, 지속선회 비행포위선도 작성 최대 힌지 모멘트 예측 등이 있으며 정형화된 조종입력이 가능하므로 일괄처리를 이용한 대량의 데이터 생성이 가능하다. 비실시간 모사법에는 비실시간 시뮬레이션 해석 프로그램

을 이용하여 트림해석(trim analysis), 개루프 응답 특성(open loop response test) 및 하중해석(load analysis) 등을 수행할 수 있다.

1) 트림 해석

비행제어 관점에서 트림해석은 항공기 자세에 따른 조종면 변위 및 제어이득과 같은 정보를 대규모로 쉽게 산출할 수 있는 방법이다. 이러한 방법은 개발된 비행제어법칙을 항공기에 장착하여 지상 및 비행시험을 수행하기 전에 최대 조종면 변위를 컴퓨터 환경에서 산출할 수 있으므로 비행제어법칙의 설계를 검증할 수 있는 간단한 방법이다.

2) 개루프 응답 특성

개루프 응답 특성을 수행하는 절차는 비선형 시뮬레이션 프로그램을 이용하여 설계점에 대해 평형상태를 계산하는 트림과정을 수행하여 트림 파일을 생성한다. 트림파일에는 고도, 마하수, 받음각에 의한 항공기의 조종면 변위에 관한 정보와 항공기의 형상, 무게중심 및 연료와 같은 여러 가지 상태정보를 포함한다. 항공기 트림 파일을 이용하여 여러 가지 조종입력에 대한 비실시간 모사법을 이용하여 항공기 개루프 응답 특성을 해석할 수 있다. 비실시간 모사법에 적용되는 개루프 조종입력으로는 세로축 및 가로-방향축 가진(pitch and yaw-roll doublet), WLSS(Wing Level Sideslip), WUT(Wind Up Turn) 및 최대 360° 롤기동(maximum 360° roll) 등이 있다.

3) 하중해석

하중해석은 비행시험 전에 하중의 예측치를 수치적으로 해석하는 방법으로 트림점에서 여러 가지 기동을 통해 하중 값을 예측한다. 하중 해석용 기동 조건으로는 최대/최소 피치 기동(maximum and minimum balanced pitch), 기수 들기(pull up), 1g 및 -1g 상태에서 롤(roll), (elevated g) 상태에서의 롤, 리더입력(rudder kick) 및 롤과 피치가 결합(roll and pull up)이 된 것이 있다. 이 때, 조종사 입력의 방식은 조종력을 유지한 후에 중립 상태로 복귀하거나, 반대방향으로 조종력을 가하는 방식(capture)이 있다[9].

4. OFP 개발 및 실시간 환경 구성

비실시간 모사법을 통하여 개발된 비행제어법칙을 검증하고 나면, 실시간 검증 환경인 HILS를 구성한다. 이때, 항공기에 장착되는 FLCC에 설계된 비행제어법칙을 적용하는데, 탑재 소프트웨어를 OFP이라 한다. 그림 6은 OFP 개발 및 검증 과정과 이를 이용한 HILS 환경을 나타낸다. OFP는 시스템 및 소프트웨어 개발 요구도를 기반으로 자동 코드 생성기로 생성된 비행제어법칙 C-code와 소프트웨어 공학자의 핸드코드(handcode)로 설계된다. 설계된 OFP는 단위모듈시험(unit test), SAVV(Stand Alone Verification and Validation) 및 ISVV(Integrated Stand Alone Verification and Validation)를 통해서 검증된다.

4.1 HILS 환경 구성

HILS환경은 개발된 FLCC 및 여러 가지 설계기 장비를 이용하여 항공기의 환경과 유사하게 구성된 평가시스템 환경이다. 그림 6은 고등훈련기급 항공기의 개발과정에서 설계하였던 HILS 환경을 나타낸다. 호스트 컴퓨터(host computer)는 항공기 모델 수행과 관련된 외부 입출력 데이

터를 제공하며 사양은 고성능의 중앙처리장치(CPU: Central Processing Unit) 6개와 메모리 1.5G를 사용한다. 영상혼합기(video mixer)는 영상생성기(image generator)에서 제공되는 지형 데이터베이스에 전방 방향 시현기(HUD: Head Up Display) 정보를 추가하여 채널별로 영상출력기(display monitor)에 제공한다. 신호연동장치(SIU: Signal Interface Unit)는 항공기의 하드웨어 입력을 호스트 컴퓨터에 제공하며, 호스트 컴퓨터에서 요구되는 초기 설정값 및 항공기 모델링 모듈의 출력과 같은 신호를 하드웨어 장비에 제공한다. 호스트 컴퓨터의 시뮬레이션 프로그램은 포트란(fortran)과 C 언어로 구성되어 있으며 다중 중앙처리장치를 이용하여 제어모듈을 시뮬레이션 한다. 제어모듈은 64Hz로 수행되며 조종면 입력 및 모델링 모듈들로부터 입력을 제공 받아 수행한다.

FLCC 환경은 TI사의 C4000 계열의 CPU를 사용하였으며, 3중 구조로 되어 있고 CPU 간의 상태를 체크할 수 있도록 설계되어 있다. 호스트 컴퓨터에서 제공하는 항공기 신호를 ETS(Engineering Test Station)를 통하여 FLCC에서 요구하는 전기신호로 변경한 후에 FLCC로 전달한다. 그리고 1553B 통신을 이용하여 SWMC로 필요한 입력데이터를 제공하며, SWMC에서 계산된 조종면 명령(surface command)은 FLCC로 다시 전달된다. 그리고 FLCC와 SWMC에서 제공된 조종면 명령은 전환제어법칙을 통과함으로써 항공기가 사용하게 될 최종 조종면 명령을 결정된다. 최종적으로 항공기에 제공하게 될 조종면 제어명령은 ETS를 통해 호스트 컴퓨터로 전달된다. SWMC는 상용보드로써 PowerPC MPC755를 사용하였으며 3중 구조로 되어 있고, FLCC와

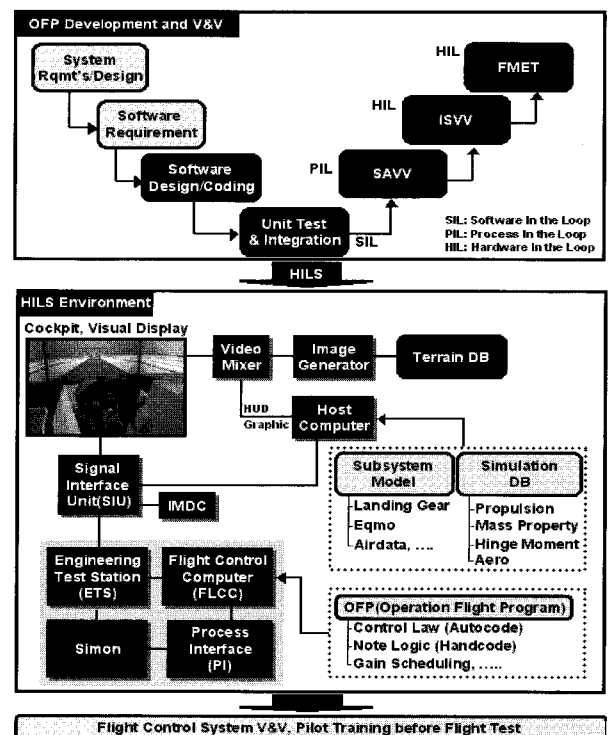


그림 6. OFP 개발 절차 및 HILS 환경.

Fig. 6. OFP development process and HILS environments.

통신을 위하여 CPU 보드 내에 1553B 보드를 장착하였다. 그리고 운영체제는 RTOS(Real-Time OS)로써 VxWorks를 사용하였다.

4.2 OFP 검증

비행제어법칙이 포함된 OFP를 검증하고, FLCC에 설계된 OFP를 직접 탑재하여 단위모드시험, SAVV, ISVV 및 FMET와 같은 정형화된 검증 방법을 이용하여 평가한다.

4.2.1 단위모드시험

단위모드시험은 설계된 소프트웨어에 최소 단위의 시험으로 단위테스트 항목을 만들어 소프트웨어의 모듈이 정상적으로 수행 가능한지 여부를 검증하는 시험이다. 또한 변경된 모듈이 다른 모듈에 주는 영향성을 찾아내어 해결하며 소프트웨어 설계에서 발생할 수 있는 초기 문제점을 해결하여 개발비용을 절감할 수 있다. 단위모드시험은 설계서(specification) 기반의 블랙박스시험(black box testing)과 코드(code) 기반의 화이트박스시험(white box testing)으로 나눌 수 있다. 블랙박스시험은 입력 대비하여 출력이 정상적인 값이 산출하는지를 검증하는 시험이고 화이트박스시험은 코드에 적용된 로직을 코드 단위별로 검증하는 시험이다. 이렇게 도출된 시험항목(test case)으로 시험코드(test code)를 작성하여 입력 값과 출력 값을 정의하고 시험항목을 입력에 할당하고 출력 값이 예상되는 값과 같은지 비교하여 시험 결과를 결정한다.

4.2.2 SAW

SAVV는 제시된 소프트웨어 요구도(software requirement specification)에 대해 개루프적 특성에 관하여 검증하는 시험으로 요구도대로 소프트웨어가 기능별로 정상 작동하는지 여부를 검증하는 시험이다. 소프트웨어를 기능별로 검증하기 때문에 ETE(Engineering Test Environment)가 통합되어 시험을 수행할 필요가 없다. ETS(Engineering Test Station)는 엔지니어가 원하는 입력을 생성하여 FLCC로 제공하고, PI(Processor Interface)는 공급된 입력을 대하여 FLCC가 연산하는 모든 것을 모니터링함으로써 SAVV를 수행할 수 있다. 이러한 검증 방법은 소프트웨어 설계 및 코딩 등에 소요되는 비용, 향후 발생하는 시험 및 운용상의 오차 및 유지비용(maintenance fee)을 효과적으로 감소시킨다.

4.2.3 ISW

ISVV는 통합시스템 환경 하에서 항공기의 동력학적 제어기를 점검하기 위하여 조종사의 입력에 대한 항공기의 반응을 점검한다. ISVV는 전체 ETE환경이 통합된 환경에서 조종사의 입력에 대한 비행제어시스템의 제어능력을 점검한다. ISVV는 조종사가 직접 참여하여 항공기의 제어능력 및 제어명령에 대한 항공기 반응을 확인할 수 있어야 함으로 HILS 환경에 구성되어 있어야 한다. 따라서 OFP와 다른 항공전자와 같은 서브시스템이나 실제 하드웨어 요소들과의 인터페이스를 위한 하드웨어를 검증할 수 있다.

4.2.4 FMET

FMET는 항공기 시스템에 인위적으로 고장을 발생시켜 시스템이 결함(failure)을 감지하고 결함을 보고하여 결함을 격리시켜 시스템이 재구성(reconfiguration)되는지를 점검하는 시험이다. FMET는 전체적인 ETE가 통합된 환경에서

ETS를 이용하여 결함을 생성하고 조종사의 입력에 대한 항공기의 반응을 확인한다. FMET는 전체적인 ETE가 통합되어 있어야 하며 외부 장비의 결함을 생성할 수 있는 ETS와 FLCC의 내부 결함을 생성할 수 있는 장비가 있어야 한다. FMET는 조종사가 결함을 인지한 상황에서 조종성 및 비행성을 점검해야 함으로 전체적인 HILS 환경을 구성해야만 한다. ISVV 및 FMET를 수행 시에는 여러 가지 센서 입력 및 항공기 공력데이터 베이스는 호스트 컴퓨터에서 생성하여 제공한다.

4.3 유인모사법

일반적으로 HILS 환경의 유인모사는 비행제어법칙을 포함한 시스템 전반에 대해 검증을 위해 사용하고 SILS(Software In-the-Loop) 환경은 비행제어법칙 검증에 사용한다. 따라서 비행시험을 수행하기 전에 시험조건 및 항목에 대한 조종사 훈련을 위한 유인모사는 SILS 환경의 HQS를 이용한다. SILS 환경은 그림 6에서 호스트컴퓨터에 비행제어법칙을 적용한 것으로 FLCC, ETS, PI 및 simon은 포함되지 않는다. HQS를 이용한 유인모사법은 조종성 평가방법으로 가장 광범위하게 사용되는 방법이다. 원래는 순수하게 비행제어법칙 및 조종성 예측/평가용으로 시작된 개념이나 컴퓨터 성능 및 그래픽 기술 발달에 힘입어 통합형 예측도구로서의 위상이 높아져가고 있으며 실제 조종사가 참여할 수 있는 것이 가장 큰 장점이다. 조종사가 유인 모사에 참여하여 얻어지는 정보들은 주로 이득설계에 반영되지만 경우에 따라 제어법칙 내 블록선도 설계변경까지 이르는 경우도 있다. 그리고 항공기 모델 수준 전반에 대해 실제 비행경험과 비교평가를 함으로써 항공기 수치모델에 대한 변경을 가할 수도 있다. 해석단계에서는 채 드러나지 않았던 모델의 오류가 조종사의 평가를 통해 드러날 수도 있기 때문이다. 또한, 비행시험 전에 여러 가지 시험항목을 조종사가 사전에 평가하고, 기동에 대한 훈련을 수행하며 비행시험을 통해 검증하는데 위험이 따르는 항목인 공기정보 및 조종면 재형상 비행제어법칙을 평가한다.

5. 비행제어시스템 형상 및 지상시험

HILS 환경에서 정형화된 설계 검증 절차를 통해 FLCC를 검증하였고, SILS 환경에서 유인모사법을 이용하여 비행제어법칙을 검증하였다. 본 절에서는 고등훈련기의 항공기 시스템 형상을 제시하고 검증된 FLCC를 항공기에 탑재하여 지상시험을 수행하는 과정 및 목적에 대해 기술한다.

5.1 비행제어시스템 형상

그림 7은 고등훈련기 비행제어시스템 형상 및 지상시험 항목을 나타낸다. 비행제어시스템의 구성은 크게 5가지로 나눌 있는데, 항공기의 안정성 및 조종성을 향상시키는 비행제어법칙을 포함하고 있는 FLCC, 고도나 속도를 산출하기 위한 공기정보센서(airdata sensor), 항공기 변화를 및 가속도를 측정하기 위한 관성센서, 조종사의 입력을 제공하기 위한 조종간 제어이득의 변경 및 비행시험을 위한 FCTP(Flight Control Test Panel)로 구성된다.

1) FLCC

항공기의 안정성 및 조종사 입력에 대한 항공기 기동성을 최적화할 수 있는 비행제어법칙을 기반으로 한 OFP

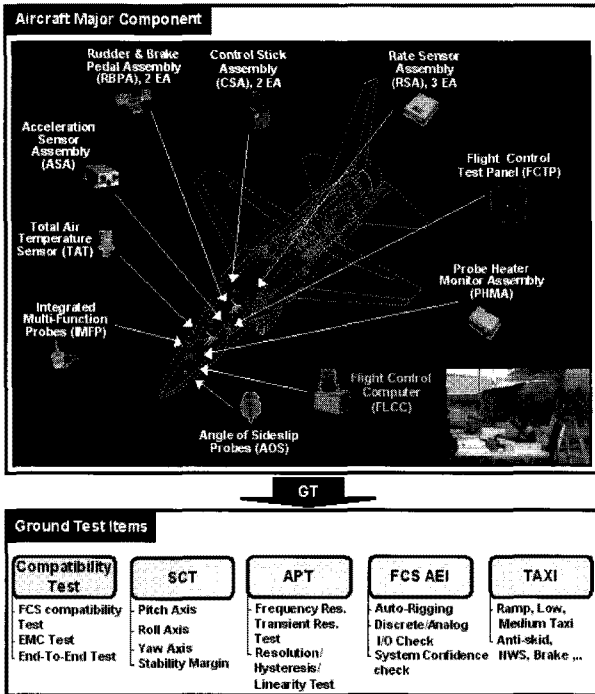


그림 7. 비행제어시스템 형상 및 지상시험.
Fig. 7. Flight control system configuration and ground test.

를 포함하고 있는 하드웨어이다. 고등훈련기의 FLCC는 수요자의 요구사항 및 군사규격, 비행제어시스템의 상실율(loss of control)에 근거하여 3중(triplex)으로 구성되어 있다.

2) 공기정보센서

비행제어법칙에 사용되는 항공기의 상태 정보를 획득하기 위해 3개의 IMFP, 2개의 미끄럼각 측정기와 1개의 온도 센서(TAT: Total Air Temperature)가 장착되어 있다. 각각의 IMFP는 정압(static pressure)과 전압(total pressure)을 측정하여 고도, 속도 및 받음각 정보를 제공한다. 미끄럼각 정보는 미끄럼각 측정기로부터 2개, IMFP로부터 1개의 정보가 연어져 3중의 구조를 가지게 설계되어 있다. 1개의 온도센서 정보는 FLCC의 각 채널로 전달되어 온도 정보를 제공한다.

3) 관성센서

항공기의 각속도 및 가속도 정보를 획득하기 위해 각각 3개의 RSA(Rate Sensor Assembly)와 ASA(Acceleration Sensor Assembly)가 장착되어 있다. RSA를 이용하여 각 축의 각속도를 측정하며 ASA를 이용하여 수직 및 가로축 방향의 가속도(normal and lateral acceleration)를 측정한다. 센서의 위치는 구조모드를 최소화하기 위해 RSA는 파복(anti-node)에, ASA는 수직위치변위가 없는 마디(node)에 장착한다.

4) 조종간

고등훈련기급 항공기에는 전·후방석의 오른쪽에 장착되어 피치 및 롤 제어를 위한 조종간(control stick)이 장착되어 있고, 전·후방 연동이 가능하다. 요우제어를 위해 전·후방석에 러더입력장치(rudder pedal)가 장착되어 있으며 브레이크의 기능이 포함되어 있다. 항공기의 추력을 제어할 수 있는 PLA(Power Level Assembly)는 전·후방석의 조종

석 왼쪽에 장착되어 있다.

5) FCTP

FCTP는 항공기 개발과정에서 수행되는 비행시험을 위한 보조 장치로 비행제어법칙 내에서 기 정의된 제어이득 및 제어루프의 변경, 하중시험 및 플러터(flutter) 시험을 위한 자동입력기동(automatic input maneuver)과 같은 기능을 제공한다. 작동은 기 정의된 변수(parameter)에 따라 조종사의 선택에 의해 작동된다.

5.2 지상시험

비행 제어와 관련된 지상시험은 크게 두 가지로 나눌 수 있는데, 비행제어시스템 시험과 여러 가지 서브시스템들의 호환성 시험(compatibility test)으로 나눌 수 있다. 비행제어시스템 시험은 FLCC 전원출력 확인시험, 구조연동시험(SCT: Structural Coupling Test), 성능시험(precise function checkout AEI) 및 유압작동기시험(APT: Actuator Performance Test) 등으로 구성된다. 서브시스템 호환성 시험은 종단시험(end-to-end test), 전자기 호환성 시험(EMC: Electro Magnetic Compatibility) 등이 있으며, 구성된 시스템의 기능적인 측면을 평가한다. 그리고 저속 및 중속활주시험(low and medium taxi)이 있다.

1) FLCC 전원출력 확인시험

FLCC를 항공기에 장착한 후에 FLCC가 비행제어시스템과 관련한 LRU에 전원출력 요구사항에 적합한 전원을 공급하는지 확인하는 시험이다.

2) FCS AEI

FLCC를 포함하는 비행제어시스템의 LRU에 대한 자체 점검, LRU 간의 인터페이스를 점검, FCS에서 제공되는 전기 및 유압 전력에 대한 비행제어시스템 동작을 확인하는 시험이다. 세부적인 시험 항목으로는 Auto-Rigging, 시스템 신뢰성 점검(system confidence check), D/A 입출력 점검(discrete/analog input and output check) 등이 있다.

3) SCT

SCT는 비행시험을 위한 비행안전성을 확보하기 위해 구조모드(coupling mode)가 포함된 항공기의 안정성 여유(stability margin)를 6dB 이상 확보할 목적으로 수행하게 된다. 이 섬에서는 항공기 운용 시 발생하는 구조 진동과 RSA와 ASA와 같은 관성센서가 상호 연관되어 나타내는 연계효과(coupling effect)를 방지하기 위해 관성센서의 위치를 재점검한다. 이후에 SCF의 설계에 필요한 데이터를 생성하고, 이를 토대로 설계된 SCF를 비행제어법칙에 반영한 후에 안정성 여유가 실제 항공기상에서 확보가 되었는가를 확인한다.

4) APT

항공기상에 제어조종면과 유압작동기가 장착이 된 상태에서 수행하는 시험으로 유압작동기의 성능을 확인하는 시험이다. 절차는 업체의 품질시험(qualification test) 및 수락 검사(acceptance test)를 통해 유압작동기를 검증하고 FCS와 통합하여 유압작동기와 FLCC간의 전기적인 인터페이스를 모두 점검한 후, 항공기상에서 실제 조종면과 연결하여 시험을 수행한다. 시험항목으로는 주파수 응답특성(frequency response test), 과도응답특성(transient response test), 정확도/

히스테리시스/선형성 시험(resolution/hysteresis/linearity test) 등이 있다.

5) 비행제어시스템 서브시스템 호환성시험

비행제어시스템과 연관되어 있는 서브시스템과의 인터페이스와 기능적인 호환성을 확인하는 시험이다. 시험 항목으로는 엔진시동(engine run)을 수행하면서 항전시스템(avionics system), 동력응답특성(power transient test), NWS(nose wheel steering) 및 착륙장치(landing system) 점검 등이 있다.

6) EMC

항공기상의 전기/전자 시스템의 전파 방해를 확인하는 시험으로 초도비행(first flight) 전에 비행안정성과 관련하여 전자기 호환성 결함이 발생하는지 점검하는 시험이다.

7) 중단시험

항공기상에서 특정한 입력을 주었을 때 FLCC에서 전송된 데이터가 내장 기록기(onboard recorder)에 적절하게 기록되고, 비행시험을 수행하는 지상 통제실(ground control station)로 실시간 원격측정이 적절하게 되는지를 확인하기 위한 시험이다. 이를 위해 비행시험을 지원하는 지상통제실로 데이터를 보내기 위해 다양한 신호와 조종면 명령을 설정하여 지상통제실로 데이터를 전송시켜 설정값과 수집된 정보 값을 비교 분석한다.

8) 저속 및 중속 지상 활주시험

저속 및 중속은 지상시험에 포함되며 초도비행을 위하여 항공기 준비상태를 점검하는 것을 주 목적으로 하는 시험이다. 항공기 전반에 걸친 평가와 각 시스템의 정상적인 작동 및 기능을 확인하는 것을 목적으로 하며, 비행시험 계측 장비, 통신장비, 항전장치 및 착륙장치(landing gear)가 정상 작동하는지 점검한다. 착륙장치를 점검하는 것으로 브레이크 시스템, 전륜조향장치의 민감도(nose wheel steering sensitivity) 및 미끄럼 방지 장치(anti-skid system)의 작동 여부 등과 같은 기능 점검을 수행한다.

6. 비행시험

지상시험을 통해 항공기의 여러 가지 계통에 대한 점검을 수행하였다. 비행시험은 비행제어법칙 및 항공기 성능을 개발요구도 기준으로 평가하는 최종 단계이며 풍동 시험으로부터 산출된 항공기 모델의 정확성을 평가하는 단계이다. 본 절에서는 비행시험 절차, 인원구성 및 PIDS 검증을 위한 비행시험 항목에 대해 기술한다.

6.1 개발 요구도

비행제어 관점의 개발요구도에는 단주기 및 더치를 모드, 장주기 모드, 스피어럴 모드, 각축 방향의 응답특성, 조종입력조화(control harmony), 조작선형성(control linearity), PIO, 실속경고(stall warning) 및 트림계통능력(trim system capability) 등이 있다[1,2].

6.2 비행시험 항목

비행시험의 목적은 모델 기반으로 설계된 비행제어법칙을 검증하고, 항공기 개발 요구도(PIDS)를 만족하는지 여부를 평가하는 것으로 항공기 개발 검증의 최종 단계이다. 항공기 개발 요구도는 비행제어(flight control), 하중(load), 성능(performance) 및 항공전자 등과 같이 분야별로 설정되어 있고, 비행시험 계획은 요구도를 검증하기 위해 시험영역에

서 다양한 기동을 통해 검증된다. 본 절에서는 요구도 검증을 위해 비행제어 관점에서 수행하는 시험방법에 대해 기술한다.

1) 복귀평가(regression test)

항공기의 개발 및 검증과정에서는 비행시험 결과를 기반으로 항공기 응답 특성을 개선하기 위해 비행제어법칙을 개선하여 비행시험을 재수행하는 과정을 거친다. 이때 새로운 OFP가 FLCC에 로딩 되어 비행시험을 수행하게 되는데, 수정된 비행제어법칙 및 새로운 OFP의 검증을 위해 기본적인 평가를 수행하게 되는데 이를 복귀평가(regression test)라 한다. 복귀평가는 제어법칙의 수정으로 인한 영향성을 평가하는 것으로, 정해진 비행 영역(specific test points)에서 항공기의 안정성 및 조종성능을 평가하는 일반적인 기동(generic maneuver)이 있으며 특정 제어법칙의 적용으로 인한 기능점검 및 영향성을 평가하는 기동들이 있다. 후자는 제어법칙설계 목적에 따라 기동을 달리하여 평가한다.

2) 조종성 평가

조종성 평가는 조종사가 페루프 기동을 수행하여 CHR (Cooper-Harper Rating) 및 PIO 기준을 이용하여 조종성 평가를 수행하거나 엔지니어 데이터 분석을 통해 요구도 만족 여부를 판단한다[10,11]. 평가 등급이 필요한 기동은 편대비행, 착륙(landing) 및 이륙자세포착(take-off attitude capture), 세로 및 가로축 자세각 포착/추적(pitch and roll attitude capture and tracking), 공대공추적(air-to-air tracking), 공대지추적(air-to ground tracking) 등이 있으며, 평가 등급은 크게 Level 1, 2 및 3으로 나눌 수 있다. 엔지니어의 데이터 분석이 필요한 시험은 급강하(dive), SDT(Slow Down Turn) 등이 있다. 조종성 평가 비행시험은 3명의 조종사에 의해 반복되어 실시되며, 3명중 2명 이상의 조종사가 일치된 평가를 내리는 값을 최종적인 HQR(Handling Quality Ratio)로 선정한다.

(1) 편대비행

개발 항공기의 편대비행 평가는 동급 수준의 선두(lead) 항공기를 이용하여 여러 가지 기동을 수행하여 평가한다. 수행기동으로는 선두 항공기와의 접근 및 유지 기능을 평가하는 1-g 수평 직진 비행(straight and level flight), 속도 변화에 따른 편대 대형유지 특성을 평가하기 위한 가감속 비행(acceleration and deceleration), 자세 변화에 따른 편대비행 특성을 평가하기 위한 기동(pitch and roll correction) 등이 있다. 평가 기준은 편대비행 중에 PIO 경향성, 조종사 유격 특성 및 조종력의 비선형성 여부를 조종성 평가 기준에 의거하여 평가한다.

(2) 이·착륙

항공기의 이·착륙 시에 조종성능을 평가하기 위한 목적으로 항공기의 형상 및 중량, 측풍(crosswind)과 같은 외기 조건에 따라 평가한다. 이륙시험의 조건으로는 각 무장형상에 적합한 이륙 속도(normal), 정적 속도 이전(minimum nose wheel lift-off) 및 정적 속도를 이후(overspeed)에서 조종간을 급조작하여 피치자세각을 포착하고 유지한다. 착륙시험은 측풍 조건하에서 착륙 성능을 평가하는 측풍착륙(crosswind landing), 의도적인 롤 조종을 수행하여 착륙 성능을 평가하

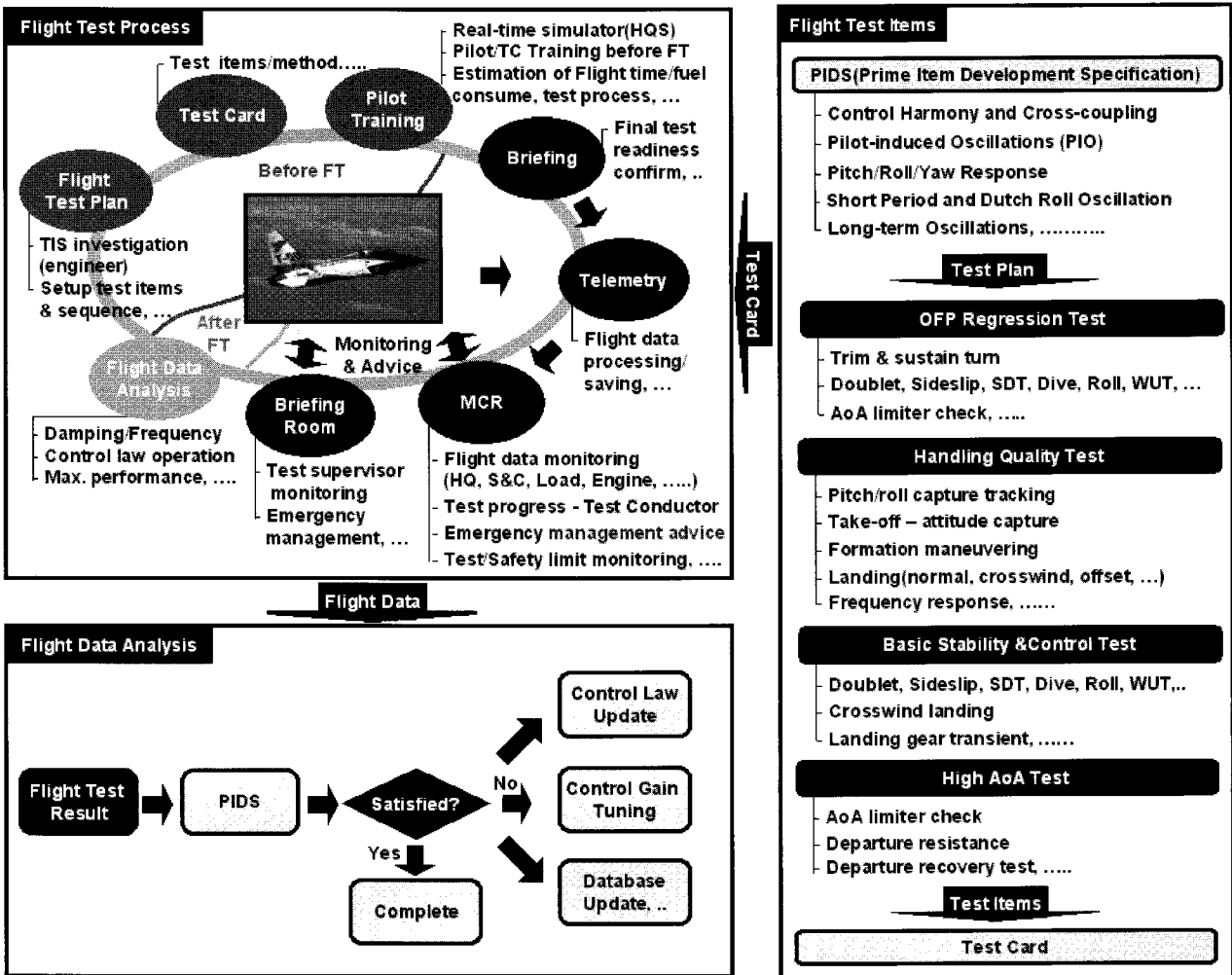


그림 8. 비행시험 절차 및 구성.
Fig. 8. Flight test process and structure.

기 위한 오프셋착륙(offset landing) 및 항공기 고장 발생시에 유도착륙 성능을 평가하기 위한 편대착륙(formation landing) 등이 있다. 평가 기준은 조종성 평가, PIO 특성, 측풍착륙 능력, 착지(touch down) 조종 성능 및 조종력 여유 등을 조종성 평가 기준에 의거하여 평가한다.

(3) 자세각 포착 및 추적

특정 시험영역에서 피치와 롤자세각 포착 및 추적 성능을 평가하는 목적으로 세로 및 가로축 포착 기동을 수행하여 수행한다. 포착 방법으로는 부드러운(smooth) 기동과 급격한(aggressive) 기동을 수행하여 조종성 평가 기준에 의거하여 평가한다. 평가 항목은 PIO 경향성, 피치 조종에 따른 수직가속도 특성, 진동감쇄, 조종을 방해하는 롤축 비선형 반응 등을 평가한다.

(4) 공대공/공대지추적

개발 항공기의 공대공추적 성능을 평가하기 위한 것으로 동급 수준의 표적기(target aircraft)를 이용하여 여러 가지 기동을 수행하여 평가한다. 이 때, 표적기는 상승(climb), 강하(descent) 및 수평회전(level sustained turn) 등과 같이 정해진 기동을 수행하게 되고, 개발 항공기는 적기를 추적하게 된다. 평가 기준으로는 초기에 적기를 포착하는 성능인 전

체포착(gross acquisition), 포착 후에 적기를 추적하는 성능인 정밀추적(fine tracking)이 있다. 공대지추적 성능은 Dive Toss, Offset Pop-up, Strafing 등과 같은 기동을 수행한다. 공대공 및 공대지추적의 평가 항목으로는 PIO 경향성, 잔여 진동 특성, 조종간 특성에 의한 조종성 저하 여부, 조종을 방해하는 롤축 비선형 반응 등을 조종성 평가 기준에 의거하여 평가한다.

(5) 급강하 및 SDT

비행제어법칙에 제공되는 테이블 형태의 제어이득은 속도, 고도 및 반응각에 대한 함수이고 3가지 변수를 고려하여 내삽(interpolation) 방식을 이용하여 제어이득이 결정된다. 본 시험 목적은 이러한 변수들의 갑작스러운 변화에 대하여 제어이득의 변화가 항공기 안정성에 영향을 미치는지 여부를 평가하기 위함이다. 급강하는 속도를 유지한 상태에서 고도를 급격하게 변화시켜 고도 변화에 따른 항공기 동특성을 평가하기 위함이고 SDT는 고도를 유지한 상태에서 속도를 급격하게 감소시켜 속도변화에 따른 항공기 동특성을 평가하기 위함이다.

3) 조종안정성 평가

초기 개발 항공기의 비행영역을 확장하고 조종안정성

특성을 파악하여 요구사항에 적합한지 판단하기 위한 시험으로 가진(doublet), WLSS, WUT, 최대 360° 롤기동 등이 있다.

(1) Pitch, yaw-roll doublet

세로축 단주기 모드 및 가로-방향축 더치를 모드를 가진 하기 위한 조종입력이다. 이 기동에서 획득할 수 있는 정보는 항공기의 감쇄비, 주파수 및 속도안정성(speed stability)에 관한 정보를 얻을 수 있으며 이러한 정보는 항공기 시뮬레이션 데이터베이스를 평가하는 척도가 된다.

(2) WLSS(Wing Level Sideslip).

롤이 없는 상태에서 옆머그림각을 유지하는 기동을 말하며, 러더 명령에 대한 가로축 및 세로축에 대한 안정성을 평가하기 위한 척도이다.

(3) WUT(Wind Up Turn).

WUT 기동은 항공기의 세로축 초기 특성을 평가하는 기동으로, 수평꼬리날개의 제어력(control power), 세로축 안정성 및 수직가속도에 대한 조종력을 평가하는 척도가 된다.

(4) Max. 360° roll release/capture

롤기동은 롤성능을 평가하기 위한 기동으로, 롤링을 하는데 소요되는 시간(time to bank), 롤 각가속도, 롤에 의한 피치 연계현상(roll-pitch coupling) 및 가로축 비대칭에 위한 영향성 등을 평가하는 척도가 된다.

4) 고반음각 시험 평가

고반음각 및 고 기동에서 항공기의 이탈 특성을 개선하기 위한 비행제어법칙이 설계되어 있으며, 설계되어진 고반음각 제어법칙 및 항공기 이탈 특성을 평가하기 위한 시험이다. 평가 방법의 종류로는 항공기의 이탈 특성 및 회복 특성을 평가하기 위한 시험으로 직립이탈 및 배면이탈기동이 있으며, 항공기의 이탈 저항성(departure resistance)을 평가하기 위한 시험으로 PUPO(Pull Up and Push Over) 및 롤과 러더를 동시에 입력하는 기동 등이 있다.

6.3 비행시험 절차 및 결과 분석

요구도 검증을 위한 비행시험항목에 따라 시험절차서(test card)를 작성하고 비행시험을 수행한다. 본 절에서는 비행시험을 위한 구성 및 절차에 대해 기술한다.

조종사는 비행시험을 수행하기 전에 실시간 평가 환경인 HQS에서 시험절차서를 기반으로 하여 비행시뮬레이션을 수행하여 훈련한다. 조종사는 시험 절차를 재점검하고 연료 소비에 따른 비행시간 및 시험영역에서의 기동에 대한 항공기 동특성을 예측한다. 이 때 관련엔지니어와 공군 기술사(test conductor)도 시험 과정에 참여하게 된다. 비행시험 수행 전에 날씨, 바람과 같은 외부 환경에 대한 비행시험 수행 여부를 판단하고, 시험절차서를 최종적으로 검토하고 숙지하기 위해 조종사를 포함한 전 비행시험 요원은 브리핑을 수행한다. 이 때 공군기술사의 주도하에 수행하게 될 비행시험의 절차, 기동 방법 및 비행제한을 확인한다. 항공기 엔진시동 전에 관련엔지니어는 통제실(Monitor Control Room)에서 계측 및 데이터 수신 상태를 점검하게 되고 비상 상황(emergency situation)을 대비하여 브리핑실(briefing room)에는 관련 엔지니어들이 대기한다. 항공기는 지상에서 엔진시동(engine run), 조종면 확인(control surface check),

anti-ice 기능 점검, 브레이크 및 NWS 점검 등을 수행하고, 비행시험을 위해 이륙한다. 이륙 후에 시험절차서에 기술된 영역에서 여러 가지 기동으로 비행시험을 수행한다. 이 때 통제실에서는 실시간으로 항공기의 상태를 모니터링하고, 기동에 따른 시험 데이터 유효성 여부를 판단하여 재시험 여부를 결정하여 조종사에게 알린다. 시험 항목을 완료한 후에 항공기는 기지로 귀환한다.

개발 요구도 검증을 위해 비행시험을 수행하였다. 관련 엔지니어는 비행시험 데이터를 분석하고, 조종사 평가서 및 견해서를 이용하여 PIDS 요구도를 최종 검증한다.

6.4 비행제어법칙 개선

비행시험 결과로부터 항공기 모델의 정확성, 제어이득 및 비선형 제어법칙의 적절성을 판단하며 설계된 비행제어법칙으로 개발 요구도를 만족시키지 못할 경우 비행제어법칙을 개선하는 작업을 다시 수행한다. 비행제어법칙의 개선은 주로 아래와 같이 세 가지 부분으로 나눌 수 있다.

1) 제어이득의 최적화(gain optimization)

비행시험을 통해 항공기 모델의 정확성을 평가할 수 있다. 이러한 데이터를 바탕으로 모델을 재수정하여 제어법칙 이득의 설계 절차에 따라 제어이득을 최적화하여 반영한다. 이는 항공기 모델의 부정확성으로 인해 모델 기초로 생성된 제어이득이 실제 항공기에 맞지 않음으로 발생한다.

2) 제어이득의 정밀 조율(gain tuning).

이 방법은 특정 영역에서 항공기 안정성 및 조종성을 최적화하는 것으로 비행시험 결과를 바탕으로 제어이득을 조율하는 방법이다. 이는 항공기 모델에 의해 생성되는 제어이득에 적절한 감쇄비 및 고유진동수를 갖도록 조율하는 것으로 비행시험 시에 직접 이득을 조율하여 시험함으로써 최종적으로 제어법칙에 반영한다. 이 경우에는 비행시험을 수행하기 전, 선형해석을 통해 항공기가 안정한 이득의 범위를 미리 결정하여야 한다.

3) 비선형 제어법칙 추가

비행시험 시에 발생하는 기동성능의 저하 및 항공기 안정성을 개선하기 위한 것으로 비선형 제어법칙을 수정한다. 예를 들어, (-)방향으로 항공기 이탈에 대한 안정성을 개선하기 위한 방법으로 (-)반음각의 설계하거나, 공대공 추적 시에 정밀추적 성능을 개선하기 위한 수직가속도에 따른 이득의 조율이 이에 속한다[12,13].

최종적으로 비행시험으로부터 비행제어법칙을 검증하며, 비행시험 결과를 바탕으로 제어이득 및 비선형 제어법칙을 개선한다. 이러한 비행제어법칙설계 및 평가 과정으로부터 항공기는 최적의 조종성 및 안정성을 확보하여 개발 요구도를 만족시키게 된다.

III. 결론

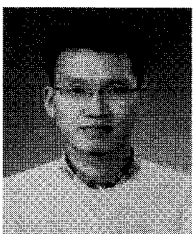
현대의 군용 항공기는 조종성능 및 안정성을 동시에 만족시키기 위해, 항공기를 불안정하게 설계하는 정안정성 완화개념을 채택하고 고도로 발달된 디지털 제어기술에 의한 전기식 비행제어계통을 이용하여 비행제어법칙을 항공기에 적용하고 있다. 이러한 비행제어법칙을 설계하기 위해서는 수준 높은 기술이 필요하며 항공기 개발 기간이 장기간에

결쳐 수행된다. 따라서 비행제어법칙을 효과적으로 개발하기 위해서는 설계부터 검증까지 정형화된 개발 프로세스(FCSDV)를 필요로 한다.

본 논문에서는 고등훈련기 개발 경험을 기반으로 수요자의 요구에 따른 항공기 개발 요구도 수립, 요구도를 만족시키기 위한 선형 및 비선형 비행제어법칙설계 및 검증 과정, 항공기 계통과의 직접적인 영향성을 검증하는 지상 시험 및 검증의 최종단계인 비행시험 항목 및 절차를 정형화된 프로세스로 정의하였다. 이러한 정형화된 설계 및 검증절차를 제시함으로써 차세대 전투기(KFX: Korean Fighter eXperimental), 무인기(UAV: Unmanned Air Vehicle) 및 무인 전투기(UCAV: Unmanned Combat Air Vehicle) 개발 시에 발생할 수 있는 시행오차를 감소시킴으로써, 개발비용을 절감하고, 개발기간을 단축시키는 많은 도움이 되리라 판단한다.

참고문헌

- [1] "Military specification-flying qualities of piloted aircraft," MIL-F-8785, Nov. 1980.
- [2] "Military standard-flying qualities of piloted aircraft," MIL-STD-1797A, Jan. 1990.
- [3] C. S. Kim, B. M. Hwang, and S. J. Kim, "A study on longitudinal flight control law of T-50," *Journal of Control, Automation and Systems Engineering*, vol. 11, no. 11, pp. 963-969, 2005.
- [4] C. S. Kim, B. M. Hwang, and Y. S. Kang, "A study on the flight control law and the dynamic characteristic about variation of feedback gains of T-50 lateral-directional axis," *Journal of Control, Automation and Systems Engineering*, vol. 12, no. 7, pp. 621-630, 2006.
- [5] C. S. Kim, B. M. Hwang, D. H. Jung, S. J. Kim, and M. H. Bae, "A study on prevention control law of aircraft departure at high angle of attack," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Science*, vol. 33, no. 7, pp. 85-91, 2005.
- [6] C. S. Kim, B. M. Hwang, and D. K. Lee, "A study on control law augmentation in order to improve aircraft controllability and stability in high angle of attack," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Science*, vol. 33, no. 10, pp. 60-67, 2005.
- [7] C. S. Kim, B. M. Hwang, M. H. Hwang, and M. W. Bae, "A study on aircraft flight stability of T-50 air data reconfiguration mode," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Science*, vol. 33, no. 5, pp. 57-64, 2005.
- [8] C. S. Kim, "A study on aircraft flight stability of T-50 control surface reconfiguration mode in PA configuration," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Science*, vol. 34, no. 3, pp. 93-100, 2006.
- [9] 배효길, 조대영, 박재성, "T-50 항공기 개발 경험으로 쓴 실전 비행하중 해석 실무," *청문각*, pp. 48-53, 2007.
- [10] G. E. Cooper and R. P. Harper, "The use of pilot rating in the evaluation of aircraft handling qualities," *NASA TN-D 5153*, 1969.
- [11] J. Hodgkinson, "Aircraft handling qualities," *Air Force Institute of Technology Wight-Patterson Air Force Base, Ohio*, vol. 1, pp. 21-86, 1999.
- [12] C. S. Kim, M. H. Bae, and B. M. Hwang, "A study on improvement of aircraft handling quality for asymmetric loading configuration," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Science*, vol. 33, no. 2, pp. 60-68, 2005.
- [13] C. S. Kim, B. M. Hwang, D. H. Jung, S. J. Kim, and M. H. Bae, "A study on prevention control law of aircraft departure at high angle of attack," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Science*, vol. 33, no. 7, pp. 85-91, 2005.



김 종 섭

2000년 한국기술교육대학교 제어기계 공학과 졸업. 2002년 한양대학교 대학원 전기전자제어계측공학 석사. 2002년~현재 한국항공우주산업(주) T/A-50 비행역학팀 선임연구원. 관심분야는 비행제어법칙설계 및 해석, 고반응 제어법칙설계, 전환장치 알고리즘, 시스템 모델링, 로봇생체 모방제어.