

비행제어법칙 설계 및 해석 절차에 관한 연구

A Study on the Control Law Design and Analysis Process

김 종 섭*, 황 병 문, 조 인 제
(Chong-sup Kim, Byung-moon Hwang, and In-jae Cho)

Abstract : An advanced method of Relaxed Static Stability (RSS) is utilized for improving the aerodynamic performance of modern version supersonic jet fighter aircraft. The flight control system utilizes RSS criteria in both longitudinal and lateral-directional axes to achieve performance enhancements and improve stability. Standard CLDA (Control Law Design and Analysis) process is provided that reduce the development period of the flight control system. In addition, if this process is employed in developing flight control laws, it reduces the trial and error development and verification of control laws. This paper details the design process of developing a flight control law for the RSS aircraft, utilizing military specifications, linear and nonlinear analysis using XMath and ATLAS(Aircraft, Trim Linear and Simulation), handling quality tests using the HQS (Handling Quality Simulator), and real flight test results to verify aircraft dynamic flight responses.

Keywords : RSS(Relaxed Static Stability), CLDA(Control Law Design and Analysis), FBW(Flight-By-Wire)

I. 서론

현재 개발되고 있는 대부분의 군용 항공기는 공력특성 및 조종성능을 향상시키기 위하여 정적으로 항공기를 불안정하게 설계하는 정안정성 완화 개념의 적용을 보편화하고 있다. 또한, 불안정하게 설계된 항공기의 안정성(stability) 및 조종성능(controllability)을 보장하기 위하여 고도로 발달된 디지털 제어기술에 의한 전기식 비행제어시스템(digital Fly-By-Wire flight control system)의 채택은 필수적이다. 따라서 FBW(Fly-By-Wire) 비행제어시스템의 비행제어법칙(flight control law) 설계는 전비행영역(flight envelope)에서 우수한 조종성능이 보장될 수 있도록 대상 항공기에 적절한 안정성 및 조종성능을 부과하는 작업이다.

현재까지 비행제어법칙의 설계에 사용되는 선형해석에 관한 요구조건에 대해서는 연구가 활발히 진행되고 있다 [1-5]. 또한, 국내에서 개발 중인 T-50 초음속 훈련기의 개발을 통해, 비행시험에서 발생하는 여러 가지 문제들에 대하여 제어법칙을 설계함으로써 해결방안을 제시하는 연구가 활발히 진행되고 있다. 이러한 문제점의 해결은 제어법칙의 설계 과정을 통해 이루어진다.

본 연구에서는 정형화된 비행제어법칙의 설계 절차 모델을 제시함으로써, 항공기 개발 시에 조종성능 및 안정성을 개선하기 위한 제어법칙의 설계를 원활히 수행할 수 있을 것으로 예상하며, 차기 항공기의 개발 시 개발 기간 및 시행오차를 줄일 수 있을 것으로 기대한다.

II. 제어법칙 설계 및 해석 절차

1. T-50 비행제어법칙 개발 절차

Fig. 1은 비행제어법칙 설계에서부터 비행시험에 이르기

까지의 절차를 나타낸다. 제어법칙의 설계 기준은 항공기의 동력학에 대한 설계 요구도인 MIL-F-8785C와 시스템의 안정도에 요구도인 MIL-F-1797A를 기초로 작성되어 있으며, 고기동성을 보장하기 위한 요구 조건으로 구성되어 있다[6].

풍동시험에 통해 제어법칙의 설계영역에 대해 항공기 모델 및 서브시스템을 구축하고 비선형 시뮬레이션 프로그램에 삽입하여 선형화 모델을 구한다. 설계영역에서 구한 선형화 모델과 제어법칙 설계 기준을 이용하여 요구도에 맞는 제어이득을 생성한다. 생성된 제어이득으로부터 세로축 및 가로-방향축에 대해 다차원의 이득표가 만들어진다. 비선형 제어법칙은 MatrixX를 사용하여 설계하며, 선형 제어법칙으로 보상할 수 없는 각종 비선형 제한기들이 설계된다. 비선형 제어법칙과 제어이득을 이용하여 제어법칙 라이브러리를 생성하여, 여러 가지 서브시스템 모델과 함께 비선형 시뮬레이션 프로그램에 적용된다. 다설계되어진 선형 및 비선형 제어법칙은 비선형 시뮬레이션 프로그램인 ATLAS를 이용한 비선형 시뮬레이션을 통해 검증된다. 또한 실시간 시뮬레이션 프로그램인 HQS를 이용하여 최종적으로 조종사에 의해 조종성 평가를 수행한다.

최종적으로 조종사에 의한 HQS 조종성 평가를 끝나면, OFP (Operational Flight Program)를 항공기에 탑재하여 지상 시험 및 비행시험을 수행하여 여러 가지 기동에 대한 항공기 응답 특성을 평가하고 조종성 평가를 수행하여 설계되어진 제어법칙의 타당성을 평가한다. 불만족스러운 영역은 이득을 정밀교정하거나, 공력 데이터베이스를 개선하여 제어이득을 재 산출하며, 항공기의 기동성능을 개선하기 위해 비선형 제어법칙을 개선하기도 한다[7].

2. 설계 요구도 정립

Fig. 2는 비행제어법칙의 설계 기준을 정립하는 절차를 나타내며, 크게 두 가지 부분으로 나눌 수 있다. 항공기의 동력학에 대한 설계 요구도와 사용자가 기대하는 기동성능을 보장하기 위한 요구 조건으로 구성되어 있다. 항공기가 고기동의 임무를 수행할 때 기체의 안전성을 보장하기 위

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2005. 7. 14., 채택확정 : 2005. 9. 22.

김종섭, 황병문, 조인제 : 한국항공우주산업(주)

(roboskim@koreaero.co.kr/hwangbm@koreaero.co.kr/fogchoij@koreaero.co.kr)

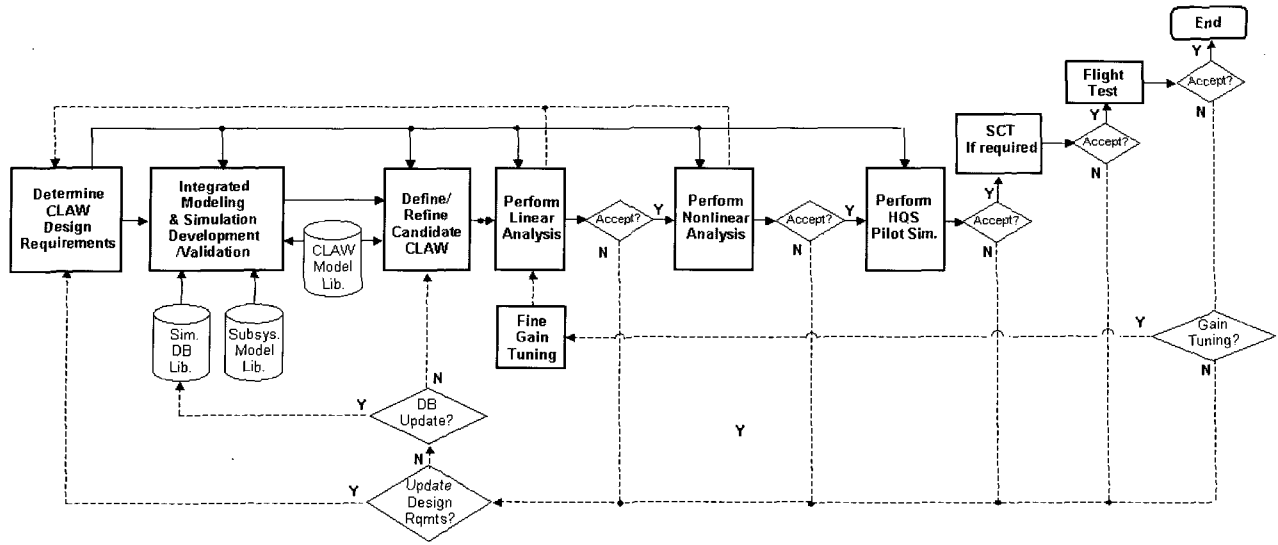


그림 1. 제어법칙 설계 및 해석 과정에 관한 전체적인 절차.

Fig. 1. Overall procedure of CLDA(Control Law Design and Analysis) process.

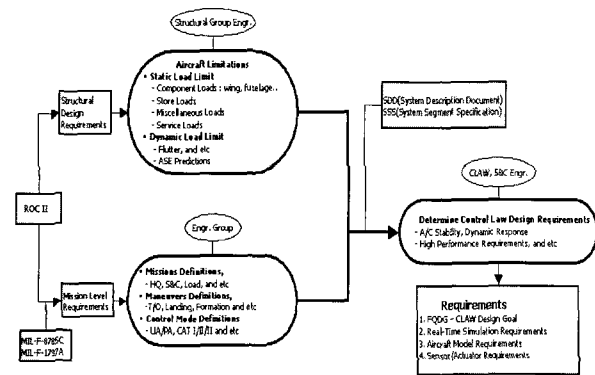


그림 2. 제어법칙 설계 요구도.

Fig. 2. Determine the CLAW design requirement.

해 항공기는 충분한 구조강도(structural strength)를 보유하고 있어야 한다. 이러한 구조강도는 항공기의 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 항공기의 최대 구조하중 내에서 요구되어지는 동력학적 요구조건, 안정성 및 기동성능을 부여하기 위해 제어법칙을 설계하여야한다. 제어법칙의 설계 요구조건은 MIL-F-8785C와 MIL-F-1797A로부터 정의되어지는 항공기의 동력학적 특성 및 안정성, 군요구도에 의해 결정되어지는 항공기 무장형상에 따른 성능 요구조건으로 나눌 수 있다.

이러한 요구조건을 이용하여 시스템의 기능에 따라 어떤

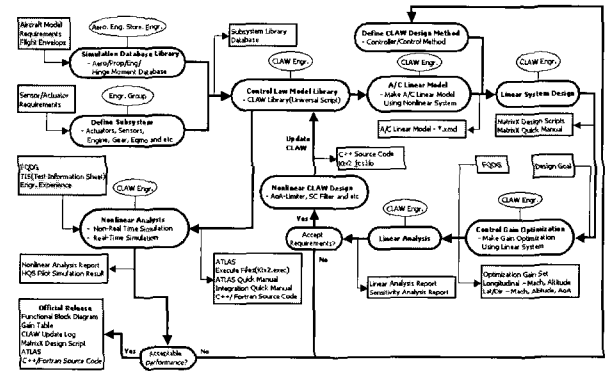


그림 3. 제어법칙 설계 및 해석에 관한 절차.

Fig. 3. Control law design and analysis procedure.

제어모드를 적용할 것인가를 정의하는 것으로, T-50에는 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 착륙외장 형상인 PA (Power Approach)와 착륙장치가 올려진 UA (Up and Away)로 나뉘어진다. 그리고 항공기의 동력학적 특성 및 안정성은 세로축 및 가로-방향축에 대한 요구조건으로 나뉘어진다. 세로축에 대해서는 장주기모드(pugiod mode) 및 단주기모드(short period mode)에 대한 요구조건, 가로-방향축에 대해서는 더치롤모드(dutch-roll mode), 스파이럴모드(spiral mode), 롤모드(roll mode)에 대한 요구도로 감쇄비, 주파수, 최대 롤각속도 등과 같은 요구항목을 정의된다.

이러한 요구조건 및 SDD (System Description Docu-

ments) 및 SSS (System Segment Documents)을 이용하여 비행제어법칙 설계지침 문서인 FQDG (Flying Quality Design Guide)를 만든다. 그리고 센서 및 유압작동기 및 항공기의 모델, 실시간 시뮬레이션에 대한 요구조건을 만든다[6].

3. 제어법칙 설계

Fig. 3은 제어법칙 설계 및 해석 과정을 나타낸다. 항공기 모델에 대한 요구조건을 이용하여 공력 및 힌지 모멘트로 구성된 데이터베이스를 풍동시험을 통해 얻을 수 있으며, 항공기 무장형상에 따른 중량 및 항공기의 엔진 모델에 대한 추진 데이터베이스를 구한다. 또한 센서 및 유압작동기 모델에 대한 요구도를 이용하여 각각의 서브시스템을 구성한다. 데이터베이스 및 서브시스템을 기존의 다른 항공기 개발 프로그램에서 사용해오던 제어법칙모델 라이브러리(control law model library)에 적용하여 설계 점에서 항공기 선형화 모델을 구한다.

항공기 프로그램에 적용하게 될 제어기(controller) 및 제어기설계방식(controller design method)대한 개념을 설계한다. 현재 T-50에 설계되어 있는 세로축 및 가로-방향축 제어법칙은 다음과 같다. 세로축에는 비례-적분 제어기를 적용하고 있으며, 모델 역변환설계기법(dynamic inversion) 제어기 설계 기법을 적용하였다. 또한 UA형상에서는 전체포착 성능을 최적화하기 위해 수직각속도 추종시스템(normal acceleration following system), PA 형상에서는 정밀추적 성능의 최적화를 위해 피치각속도 추종시스템(pitch rate following system)을 채택하고 있다. 세로축에 귀환되는 상태 변수는 단주기 모드 및 안정도 여유를 향상시키기 위해 받음각, 피치각속도 및 수직각속도를 사용한다. 가로-방향축 비행제어법칙 구조는 두 가지 구조로 나눌 수 있다. 조종사의 롤 입력이 많이 요구되는 영역이나 롤각속도가 큰 고기동영역에서는 미끄럼각-미끄럼각속도($\beta - \dot{\beta}$) 귀환구조를 채택하고 있으며, 작은 롤 입력이나 롤각속도가 작은 일부 저기동영역에서는 롤축 조종사 이득과 롤각속도 귀환이득을 동일하게 사용하는 단순 각속도 귀환구조를 채택하고 있다. 이는 미끄럼각-미끄럼각속도 귀환 구조로 제어이득을 산출할 경우, 롤각속도 귀환이득은 가로축 조종사이득보다 상대적으로 작게(1/10) 설계된다. 이러한 설계기법상의 문제로 인해, 비대칭 무장형상에서 순수 피치 기동을 수행할 때, 롤운동이 발생한다. 이러한 문제를 해결하기 위해, 가로축 제어법칙을 F-16과 같이 롤각속도 귀환이득을 상대적으로 증가시키고, 롤축 조종사 이득과 롤각속도 귀환이득을 동일한 이득으로 적용하는 단순 롤각속도 귀환구조를 일부 영역에 적용하였다[7]. 가로축은 롤각속도 명령시스템을 채택하고 있으며, 가로축에 귀환되는 상태 변수는 롤모드 시상수(roll mode time constant)를 증가시키고 요우운동에 대한 롤 운동을 상쇄하기 위해 롤각속도, 요우각속도 및 미끄럼각을 사용한다. 방향축은 미끄럼각 명령시스템을 채택하고 있으며, 방향축에 귀환되는 상태 변수는 롤각속도, 미끄럼각, 미끄럼각속도로서 주로 더치를 모드(dutch roll mode)의 고유진동수와 감쇄율의 증감에 사용된다.

채택되어진 제어법칙 설계 개념을 MatrixX를 이용하여

선형시스템을 구성한다. 선형시스템을 구성할 경우, 시스템의 작동 주파수, 시간지연, 센서 및 유압작동기의 비선형 모델을 최대한 잘 모사하여야 한다. 설계 점에서 생성되어진 선형화 모델과 설계목표(design goal)를 선형시스템에 적용하여 최적의 제어이득을 생성한다. 세로축의 설계목표는 조종특성매개변수(CAP: Control Anticipation Parameter) 및 단주기 모드 감쇄비가 있다. 조종특성매개변수는 동압이 낮을수록 커지고 동압이 높을수록 작아지는 경향성을 가진다. 가로-방향축의 설계 목표는 롤각속도, 롤모드 시상수(roll mode time constant), 미끄럼각 편의(sideslip excursion), 더치를 모드 및 스파이럴 모드 요구도가 있다. 설계 목표에 의해 생성된 제어이득으로부터 세로축은 고도, 마하수에 대한 2차원 이득표가 만들어지고, 가로-방향축은 고도, 마하수, 받음각의 다차원 이득표가 만들어진다. 설계된 이득에 대한 요구도 만족 여부를 평가를 하기 위해 다양한 판별법을 이용하여 선형 해석을 수행한다. 생성되어진 제어이득이 요구조건을 만족하면 비선형 제어법칙에 적용한다. 이 때 생성된 제어이득은 비행시험을 거쳐, 공력 데이터베이스가 보정되면 제어이득도 자동으로 생성되기 때문에 인위적으로 가공되지 않고 적용된다.

비선형 제어법칙은 MatrixX를 사용하여 설계하며, 선형 제어법칙으로 보상할 수 없는 각종 비선형 제한기들이 설계된다. T-50 고등훈련기에 적용되어 있는 주요 비선형 제어법칙은 고받음각 제어법칙으로 다음과 같다.

항공기의 이탈을 방지하기 위한 제어법칙으로, 세로축에는 받음각 제한기(angle of attack limiter) 및 MPO (Manual Pitch Override) 모드가 있다. 받음각 제한기는 한계받음각 이상으로의 비행을 억제하고 한계받음각 내에서 항공기 안정성을 보장한다. 최대받음각 상태에서 UA일 경우 1G 상태에서 -7G, PA의 경우 -14 deg/sec의 명령을 발생시켜 항공기가 큰 받음각에 도달하여 이탈에 진입하는 것을 방지한다. UA의 경우 항공기형상(CAT: category)에 따라 최대받음각이 설계되어 있으며, CAT 1일 경우 받음각 25°, CAT 2일 경우 22°, CAT 3일 경우 19°이며, PA의 경우는 20°이다. 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 기수 숙임 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 기수 숙임 명령을, 기수를 들 때는 기수 들기 명령을 반복함으로써 조종사 명령이 항공기의 세로축 진동운동을 증폭시켜, 기수 숙임 운동을 크게 만들어낸다. 그러므로 기수가 아래로 숙여졌을 때, 중력에 의해 항공기는 속도를 얻게 되어 실속에서 빠져나오게 된다.

가로-방향축으로는 고받음각 이탈제한기(high angle of attack departure prevention logic), 가로축 명령제한기(roll command limiter), 스핀방지기(anti-spin logic) 및 방향축 조종사 명령제한기(rudder fader)가 설계되어 있다. 고받음각 이탈제한기, 가로축 명령제한기 및 방향축 조종사 명령제한기는 고받음각에서 롤명령 및 요우명령을 감소시킨다. 스핀 방지기는 항공기가 이탈 시 스핀에 진입하는 것을 방지하는 제어법칙으로, 직립이탈(upright departure)은 받음각이 35°이상일 경우를 정의하며, 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 스핀 방향으로 증폭시키는 것처럼 보이지만, 양력은 거의 발생하지 않고 좌우 날개의 스핀을 방지하는 항력을 발생시키는 역할을 한다[8].

이러한 비선형 제어법칙과 제어이득은 MatrixX의 자동 C 코드 생성기에 의해 C언어로 전환되어 라이브러리 파일로 생성된다. 생성된 비행제어법칙 라이브러리 파일은 각각의 서브시스템 모델과 함께 비선형 시뮬레이션 프로그램인 ATLAS를 구성한다.

ATLAS를 이용하여 비선형해석을 수행하여 개루프 입력에 대한 항공기 응답을 평가한 다음, HQS를 이용한 조종성 평가를 수행하여 최종적으로 설계된 제어법칙을 평가한다. 이 단계를 거치고 나면, 선형해석 프로그램, ATLAS, FBD (Functional Block Diagram), 이득표, 제어법칙 변경 내역 및 C++, fortran source code를 공식적으로 배포하게 된다.

3.1 선형해석

선형해석은 비행제어법칙의 제어이득설계에 실제 광범위하게 사용되고 있으며, 다양한 판별법을 이용하여 기본적인

조종성(handling quality)을 파악할 수 있다. 또한 특성상 대량의 비행조건을 단시간에 적은 인원으로 해석할 수 있다는 큰 장점이다. 그러나 파악이 가능한 조종성 평가의 종류에 제약이 있으며, 항공기 모델의 선형화라는 제약성을 피할 수 없다.

Fig. 4는 선형해석을 수행하는 절차 및 해석 항목을 나타내고 있다. 먼저 비선형 시뮬레이션 프로그램을 이용하여 설계 점에 대해 선형화 모델을 산출한다. 여기서 선형화 모델은 항공기의 상태변수에 따른 A, B, C 및 D 행렬과 초기조건을 포함하고 있다. 설계목표에 따라 생성되어진 제어이득이 포함된 선형시스템에 설계 점에서 구한 선형화 모델을 적용하여 선형해석을 수행한다.

주요 선형해석 평가항목으로는 다음과 같다[6].

1) 등가저차기법을 통한 세로축 단주기 특성 해석

FBW 항공기는 많은 복잡한 제어기를 포함하고 있기 때문에 등가저차 시스템으로 등가시켜 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 요구 조건에 부합하는지 해석한다.

2) 상대안정도(stability margin) 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($G \cdot M > 6dB$, $P \cdot M > 45^\circ$)를 만족하는지 판단하는 기준이며, 고주파수 영역에서 위상지연으로 발생하는 시간지연의 판단기준을 제시한다.

4) Neal-smith criteria

조종사가 항공기의 피치자세각을 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 피치자세각 보드선도의 위상지연에 대한 이득 크기에 대한 판단기준이 적용되고 있다.

3.2 비선형 해석

비선형 해석에는 비실시간 모사법과 실시간 모사법이 있다. 실시간 모사법은 주로 유인모사를 의미하며, 비실시간 모사법은 6-자유도 모사를 말한다. 6-자유도 운동방정식을

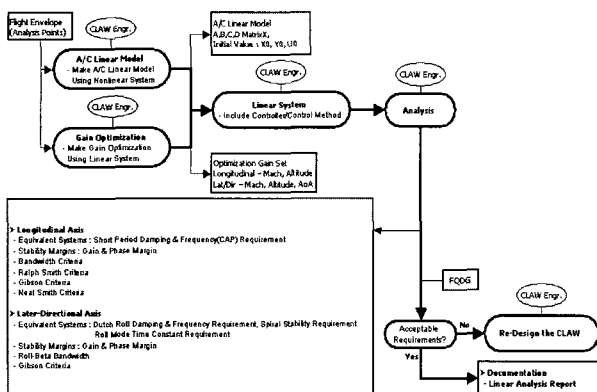


그림 4. 선형해석 절차.

Fig. 4. Linear analysis procedure.

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 개루프적 조종입력은 오히려 유인 모사보다 더 정확하게 줄 수 있는 반면, 폐루프적 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.

Fig. 5는 비선형해석을 수행하는 절차 및 기동을 나타내고 있다. 먼저 비선형 시뮬레이션 프로그램을 이용하여 설계 점에 대해 평형상태를 계산하는 트림과정을 수행하여 트림 파일을 생성한다. 여기서 비선형 시뮬레이션 프로그램은 비선형 제어법칙 및 선형해석결과로부터 산출된 제어이득을 포함한 시스템이다. 트림파일에는 고도, 마하수, 받음각에 의한 항공기의 조종면 변위에 관한 정보와 항공기의 형상, 무게중심 및 연료와 같은 여러가지 상태정보를 포함한다. 항공기 트림 파일을 이용하여 여러 가지 조종입력에 대한 비실시간 모사법을 이용하여 항공기 응답 특성을 해석할 수 있다.

비실시간 모사법에 적용되는 개루프 조종입력으로는 아래와 같이 몇 가지 기동 예를 들 수 있다[11].

1) Pitch, yaw-roll doublet

세로축 단주기 모드 및 가로-방향축 더치롤 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 시뮬레이션 데이터베이스를 평가하는 척도가 된다.

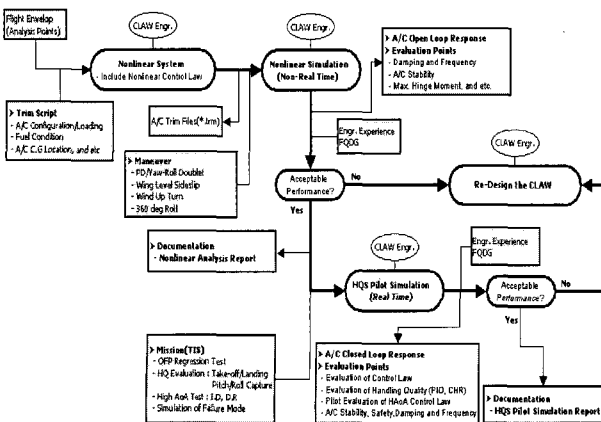


그림 5. 비선형해석 절차.
Fig. 5. Nonlinear analysis procedure.

2) WLSS (Wing Level Sideslip).

롤이 없는 상태에서 옆미끄러짐을 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) 360° 롤기동

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.

이러한 개루프 입력에 대한 항공기 개루프응답특성을 평가하고 나면, HQS를 이용하여 폐루프 입력에 대한 조종성 평가를 수행한다.

3.3 HQS 조종성 평가

HQS를 이용한 유인모사법은 조종성 평가방법으로 가장 광범위하게 사용되는 방법이다. 원래는 순수하게 비행제어 법칙 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. 또한 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.

유인 모사법을 이용한 평가항목으로는 아래와 같이 예를 들 수 있다[11].

1) 복귀평가(regression test)

설계되어진 제어이득과 비선형 제어법칙을 평가하기 위한 시험이다. 복귀평가는 제어법칙의 설계로 인한 영향성을 평가하는 것으로, 정해진 비행 영역에서 항공기의 안정성 및 조종성능을 평가하는 일반적인 기동(generic maneuver)이 있으며, 특정 제어법칙의 적용으로 인한 기능점점 및 영향성을 평가하는 기동들이 있다. 후자는 제어법칙 설계 목적에 따라 기동을 달리하여 평가한다.

2) 조종성 평가

HQS를 이용하여 조종사가 기 정의된 기동을 수행하여 평가기준인 CHR (Cooper-Harper Rating) 및 PIO에 이용하여 조종성 평가를 수행한다. 평가 등급은 크게 Level 1, 2 및 3으로 나눌 수 있으며, 기동에 대한 종류로는 이/착륙, 편대 비행(formation), 자세 포착(attitude capture), 공대지(air-to-surface) 및 공대공 추적(air-to-air tracking) 등이 있다.

3) 항공기 이탈 특성 평가

고받음각 및 고 기동에서 항공기의 이탈 특성을 개선하기 위해 비선형 제어법칙이 설계되어 있으며, 설계되어진 고받음각 제어법칙 및 항공기 이탈 특성을 평가하기 위한 시험이다. 평가 방법의 종류로는 항공기의 이탈 특성 및 회복 특

성을 평가하기 위한 시험으로 직립이탈(upright departure) 및 배면이탈(inverted departure)기동이 있으며, 항공기의 이탈 저항성(departure resistance)을 평가하기 위한 시험으로 PUPO(Pull Up/Push Over) 및 롤과 러더를 동시에 입력하는 기동 등이 있다.

4) 고장 모드에서의 조종성 평가

조종면 및 공기정보센서의 고장에 의한 항공기의 안정성을 보장하기 위해 제어법칙에는 재형상모드가 설계되어 있다. 재형상모드는 실제 비행에서 발생할 확률이 극히 작지만, 비행 안전을 목적으로 HQS를 이용하여 재형상모드 시에 항공기의 안정성을 판별한다. 안정성을 판별할 수 있는 기동의 종류는 확립되어 있는 것은 아니지만, 조종면 고장 시의 착륙 안정성 및 기동 중에 공기정보센서의 고장으로 인한 대기이득의 적용과 같은 임무에 대해 항공기 안정성을 판별한다.

본 절에서 제어법칙 설계절차를 간단히 설명하였다. 제어법칙은 풍동시험으로부터 산출되는 선형화 모델과 제어이득 설계기법에 의해 생성되어지는 제어이득을 이용하여 기동성능을 향상시키기 위한 비선형 제어법칙을 적용함으로써 설계할 수 있다. 또한 설계되어진 제어법칙을 해석 툴을 이용하여 선형 및 비선형해석을 수행하여 지속적으로 검증함으로써 완성될 수 있다. 이러한 검증 단계를 거쳐 제어법칙의 설계가 완료되면 실제 비행을 위해 제어법칙이 항공기에 탑재된다.

4. 지상시험

Fig. 6은 지상시험 및 비행시험 절차를 나타낸다. 항공기에 탑재된 제어법칙의 정상 작동 여부와 기능 점검을 위한 절차로 비행시험 전에 지상시험(ground test) 및 고속주행시험(high taxi test)을 수행한다.

지상시험에서는 주로 항공기 시스템의 기능적인 측면을 평가하는 것으로 아래와 같은 평가 항목이 있다[12].

1) 비행제어시스템 점검

비행제어시스템의 정상작동여부를 점검하기 위한 것으로 조종면의 정상작동 여부, 고속 주행 시 수직꼬리날개의 영향성 및 공기정보센서로부터 측정되는 정보 등을 평가한다.

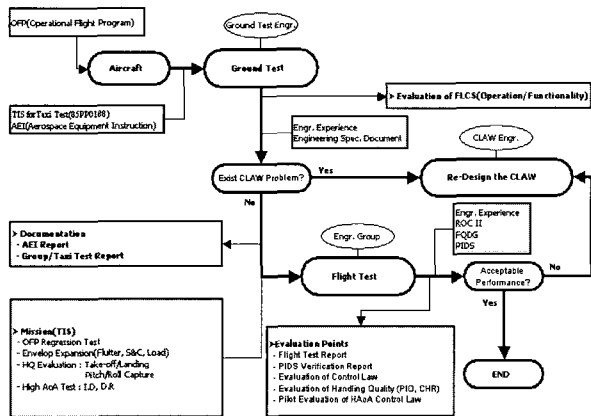


그림 6. 지상 및 비행시험 절차.
Fig. 6. Ground and flight test procedure.

2) 착륙 장치 점검

착륙장치를 점검하는 것으로 브레이크 시스템, 전륜조향 장치의 민감도(nose wheel steering sensitivity) 및 미끄럼 방지 장치(anti-skid system)의 작동 여부 등과 같은 기능 점검을 수행한다.

3) 엔진 시스템 점검

엔진 시스템을 평가하기 위한 것으로 엔진 가속/감속 응답 특성, 엔진에서 발생하는 진동 및 추력조절장치에 의한 엔진 응답 특성 등을 평가한다. 항공기의 기능적 측면에 대한 지상시험이 완료되면 비행시험을 수행한다.

5. 비행시험

비행시험은 제어법칙 및 항공기 성능을 평가하기 위한 최종 단계이며, 또한 풍동시험으로부터 산출된 항공기의 모델의 정확성을 평가하는 단계이다. 비행시험 시에는 여러 부서의 기술자와 시험관리자(test conductor)가 참여하게 되며, 시험항공기와 함께 추적이 동반한다.

새로운 제어법칙이 항공기에 적용되면 HQS에서 미리 수행했던 복귀시험을 수행한다. 복귀시험은 새로운 비행운용 프로그램을 이용해 비행영역확장이나 다른 비행시험을 수행하는데 문제가 없는지를 시험하는 기본 비행시험이며, 시험목적은 제어법칙의 개선 및 추가기능에 대한 작동 성능을 보증하고 제어법칙 개선에 따른 영향성을 검증하여 신뢰도를 높이기 위한 시험이다. 일반적으로 복귀시험은 제어법칙 개선 후, 개선이 이루어진 비행영역이나 새로운 기능에 대해 몇 회 정도의 비행시험을 수행하는 것으로 제어법칙을 검증하고, 전체 항공기에 적용하게 된다.

복귀시험 이후에 각 설계부서별로 설정된 임계상황에 대한 영역확장 시험이 수행되며, 확장된 비행영역에 대해 조종성 평가, 항공기의 성능시험 및 고받음각 시험 등을 수행한다. 예를 들어, 조종성 평가 비행시험은 3명의 조종사에 의해 반복되어 실시되며, 3명중 2명 이상의 조종사가 일치된 평가를 내리는 값을 최종적인 HQR (Handling Quality Ratio)로 선정한다.

비행시험 결과로부터 항공기 모델의 정확성, 제어이득 및 비선형 제어법칙의 적절성을 판단하며, 반영된 제어법칙이 요구도를 만족하지 못할 경우, 제어법칙을 개선하는 작업을 다시 수행한다. 제어법칙의 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 제어법칙이득의 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

수행항기 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 (-)받음각의 설계하거나, 공대공 추적 시에 정밀추적 성능을 개선하기 위한 수직가속도에 따른 이득의 조율이 이에 속한다[7-10].

최종적으로 비행시험으로부터 제어법칙을 검증하며, 비행시험 결과를 바탕으로 제어이득 및 비선형 제어법칙을 개선한다. 이러한 제어법칙 설계 및 평가 과정으로부터 항공기는 최적의 조종성 및 안정성을 확보하게 된다.

III. 결론

현대의 군용 항공기는 조종성능 및 안정성을 동시에 만족시키기 위해, 항공기를 불안정하게 설계하는 정안정성 완화개념을 채택하고 고도로 발달된 디지털 제어기술에 의한 전기식 비행제어제통을 이용하여 제어법칙을 항공기에 적용하고 있다. 이러한 제어법칙을 설계하기 위해서는 수준 높은 기술이 필요하며, 항공기 개발 기간이 장기간에 걸쳐 수행된다. 따라서 제어법칙을 효과적으로 개발하기 위해서는 설계부터 검증까지 정형화된 개발 프로세스를 필요로 한다.

본 논문에서는 일반적인 비행제어법칙의 개발 프로세스에 T-50 비행제어법칙 개발 프로세스를 비추어 봄으로써, 향후의 항공기 개발 시 적용할 수 있는 정형화된 비행제어법칙 개발 프로세스를 제시하였다. 이러한 정형화된 설계절차를 제시함으로써 차기 항공기에 개발 시에 발생할 수 있는 시행오차를 줄일 수 있을 뿐만 아니라, 새로운 비행제어법칙 개발 기술 확보 차원에서 많은 도움이 되리라 판단한다.

참고문헌

[1] T. P. Neal, and R. E. Smith, "An inflight investigation to develop system design criteria for fighter airplanes," *Air Force Flight Dynamics laboratory*, WPAFB, Ohio,

AFFDL TR-70-74, 1970.
 [2] G. E. Cooper, and R. P. Harper, "The use of pilot rating in the evaluation of aircraft handling qualities," NASA TN-D 5153, 1969.
 [3] M. R. Anderson, and D. T. Schmidt, "Closed-loop pilot vehicle analysis of the approach and landing task," *Journal of Guidance and Control*, vol. 10, no. 2, pp. 187-194, 1987.
 [4] D. T. McRuer, and D. T. Schmidt, "Pilot-vehicle analysis of multi-axis tasks," *Journal of Guidance and Control*, vol. 13, no. 2, pp. 348-355, 1990.
 [5] John Hodgkinson, "Aircraft handling qualities," *Air Force Institute of Technology Wight-Patterson Air Force Base*, Ohio, vol. 1, pp. 21-86, 1999.
 [6] R. D. Toles, "Flying qualities design guide for the T-50 aircraft revision 2," *Aeronautics Company-Fort Worth*, vol. 1, no. 2, pp. 27-80, 2000.
 [7] 김종섭, 배명환, 황병문, "비대칭 무장형상의 조종성 개선에 관한 연구," *한국항공우주학회지*, 제33권 2호, pp. 106-112, 2005.
 [8] 김종섭, 황병문, 정대희, 김성준, 배명환 "고받음각에서 항공기 이탈 방지를 위한 제어법칙에 관한 연구," *한국항공우주학회지*, 제33권 7호, pp. 85-91, 2005.
 [9] 김종섭, 황병문, 이동규 "고받음각에서 조종성능 및 안정성 증강을 위한 제어법칙에 관한 연구," *한국항공우주학회지*, 제33권 10호, 게재 예정.
 [10] 김종섭, 황병문, 고기욱, 배명환, "T-50 정밀추적 성능 향상을 위한 세로축 제어법칙에 관한 연구," *한국항공우주학회지*, 제33권 8호, pp. 50-55, 2005.
 [11] J. E. Kirk, Jr., "Test information sheet for flight control & handling quality tests of the T-50 aircraft," *Aeronautics Company-Fort Worth*, vol. 1, no. 7, 2004.
 [12] Jeff. S. Johnson., "Flight control system checkout procedures," *Aeronautics Company-Fort Worth*, vol. 1, no. 10, 2005.



김종섭

2000년 한국기술교육대학교 제어기계공학과 졸업. 2002년 한양대학교 대학원 전기전자제어계측공학 석사. 2002년~현재 한국항공우주산업(주) T/A-50 비행제어팀. 관심분야는 비행제어법칙 설계 및 해석, 고받음각 제어법칙 설계, 시스템 모델링, 로봇생체모방제어.



황병문

1984년 경북대 전자과 졸업. 1987년 동 대학원 석사. 1986년~현재 한국항공산업주식회사 T/A-50 비행제어팀 팀장. 관심분야는 시스템 설계 및 해석, 제어법칙 설계.



조인제

1984년 경북대 전자과 졸업. 1986년 동 대학원 석사. 1986년~현재 한국항공산업주식회사 T/A-50 비행제어팀 부장. 관심분야는 안전 중시 소프트웨어 설계/검증.