

技術論文

전투기급 비행제어법칙 유사성 및 HILS 환경 신뢰성 검증

안성준*, 김종섭*, 조인제*, 이은용**

Verification of Flight Control Law Similarity and HILS Environment Reliability for Fighter Aircraft

Seong-jun Ahn*, Chong-sup Kim*, In-je Cho* and Eun-yong Lee**

ABSTRACT

The flight control law of developed flight control computer(DFLCC) is developed based on operation flight program of advanced trainer aircraft full scale development final configuration. The flight control law design is used common use development tool in GUI(Graphic User Interface) environment. The flight control law transformed to C-Code is reflected in OFP. The OFP is verified by the standardized verification process. But, before standardized verification process, we need preliminary verification process such as similarity of flight control law and reliability of developed HILS. Similarity of flight control law is verified by comparing the aircraft response of advanced trainer aircraft and those of the developed control law. Also, reliability of developed HILS is verified by comparing the aircraft response of HILS and Non-real time simulation result. This paper verifies similarity of developed control law and reliability of HILS environment as comparing aircraft response.

초 록

개발된 비행제어컴퓨터(DFLCC: Developed Flight Control Computer)의 비행제어법칙은 고등훈련기급 항공기의 시제 최종 형상의 비행제어소프트웨어(OFP: Operation Flight Program)를 기반으로 개발되었다. 비행제어법칙은 상용 개발 툴을 이용하여 GUI(Graphic User Interface) 환경에서 설계되며, C 코드로 변환되어 OFP 에 반영된다. 그리고 OFP는 정형화된 검증절차를 통하여 검증되는데, 검증과정을 거치기 전에 비실시간 환경에서 C 코드로 변환된 비행제어법칙과 기반이 되는 비행제어법칙의 유사성(similarity)을 검증하고, 구성된 HILS(Hardware In-the-Loop Simulator) 환경의 신뢰성(reliability)을 사전에 검증하는 절차가 필요하다. 비행제어법칙의 유사성은 비실시간 환경에서 고등훈련기급 항공기의 시제 최종 버전의 비행제어법칙과 개발된 비행제어법칙의 응답특성을 상호 비교하여 검증된다. 또한, 구성된 HILS 환경의 신뢰성은 비실시간 시뮬레이션 툴을 기반으로 HILS 결과와 항공기 응답특성을 비교하여 검증된다. 본 논문에서는 항공기 응답을 직접 비교함으로써 개발된 비행제어법칙의 유사성과 HILS 환경의 신뢰성을 검증하였다.

Key Words : HILS(실시간 평가 환경), FLCC(비행제어컴퓨터), Similarity(상사성)

† 2008년 11월 14일 접수 ~ 2009년 6월 10일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주산업(주)

교신저자, E-mail : tjdwms6@koreaaero.com

경남 사천시 사남면 유천리 802번지

** 정회원, 국방과학연구소

1. 서 론

고성능 전투기에는 항공기의 안정성(stability) 및 비행성(flying quality)을 증강시키기 위해 비

행제어시스템(flight control system)을 적용하고 있다. 비행제어시스템에는 항공기 자세각과 같은 동적인 정보를 획득하기 위하여 RSA(Rate Sensor Assembly), ASA(Acceleration Sensor Assembly) 및 IMFP(Integrated Multi-Function Probe)와 같은 센서, 항공기 기동(maneuver)을 위한 조종입력장치(control stick assembly) 및 항공기의 안정성을 보장하고 비행을 향상시키기 위한 비행제어컴퓨터(FLCC: Flight Control Computer)로 구성되어 있다. 비행제어컴퓨터는 하드웨어(hardware)와 OFP(Operational Flight Program)이라 불리는 소프트웨어(software)로 구성되는데, OFP에는 비행제어법칙(flight control law)을 C-언어 형태로 포함하고 있다.

비행제어시스템 설계 기술획득의 일환으로 기 검증된 고등훈련기급(advanced supersonic trainer) 항공기에 적용된 비행제어법칙을 기반으로 하여 비행제어컴퓨터를 개발하였다. 개발된 비행제어컴퓨터(DFLCC : Developed Flight Control Computer)는 C6000 계열의 CPU (Central Processor Unit) 적용하였고, 주변 하드웨어 사양을 전반적으로 업그레이드 하였다. 또한, 하드웨어 변경으로 인해 OFP를 재설계하였으며, HILS(Hardware In-the-Loop Simulator) 평가 환경에 사용되는 장비인 IMS(Integrated Monitoring Software) 및 PI(Processor Interface)를 개발하였다.

일반적으로 개발된 비행제어시스템은 실시간 시뮬레이션 평가 환경인 HILS에서의 조종사 평가(pilot evaluation), 지상시험(ground test) 및 비행시험(flight test)과 같은 정형화된 검증 절차를 거치게 된다[1] 추가적으로 HILS 환경에서 검증된 ISVV(Integrated System Verification & Validation) 및 FMET(Failure Modes and Effects Testing) 결과가 신뢰성을 확보하기 위해서 사전에 평가환경의 검증이 필요하다[2-5]. 본 논문에서는 HILS 환경의 검증을 위하여 동일한 비행조건 및 조종입력을 HILS 및 비실시간 시뮬레이션(non-real time simulation)에 적용하여 항공기 응답을 비교 검증하는 유사성(similarity) 검증방법을 적용하였다. 항공기 응답에 대한 유사성을 검증 결과, DFLCC가 적용된 HILS 환경의 신뢰성을 검증할 수 있었다.

II. HILS 환경

그림 1은 개발된 HILS 환경을 나타낸다. HILS 환경은 호스트 컴퓨터(host computer), 영상혼합

기(video mixer), 영상생성기(image generator), 영상 출력기(display monitor), 신호 연동 장치(SIU: Signal Interface Unit), DFLCC, PI(Process Interface), ETS(Engineering Test Station) 및 SIMON(System Integration MONitor)을 구성된다. 호스트 컴퓨터는 항공기 모델 수행과 관련된 외부 입출력 데이터를 제공하며, 사양은 고성능의 중앙 처리장치(CPU: Central Processing Unit) 6개와 메모리 1.5G를 사용한다. 영상 혼합기는 영상생성기에서 제공되는 지형 데이터베이스에 전방 방향 시현기(HUD: Head Up Display) 정보를 추가하여 채널별로 영상출력에 제공한다. 신호연동장치는 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. 비행제어모듈은 64Hz로 수행되며 조종면 입력 및 모델링 모듈들로부터 입력을 제공 받아 수행한다.

DFLCC는 C6000 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 DFLCC에서 요구하는 전기 신호로 변경한 후에 DFLCC로 전달한다. 최종적으로 항공기에 제공하게 될 조종면 제어명령은 ETS를 통해 호스트 컴퓨터로 전달된다.

III. 검증목적

DFLCC의 기반이 되는 비행제어법칙은 고등훈련기급 항공기의 비행제어법칙을 기반으로 변경 없이 적용하였다. 비행제어법칙은 블록 다이어그램 형태로 설계되며, 비실시간 시뮬레이션 및 OFP에 반영하기 위해서는 자동코드 생성기를 이용하여 C-언어로 변경하는 과정을 거친다. 따라서 C-언어로 변경된 비행제어법칙의 신뢰성을 사전에 검증하여 비실시간 평가환경의 검증이 필요하다. 또한, DFLCC는 실시간 검증 환경에서 ISVV 및 FMET와 같은 정형화된 절차를 통해 검증되는데, 평가의 기반이 되는 HILS 환경의 신뢰성을 검증하는 과정이 필요하다.

3.1. 비행제어법칙 검증

DFLCC 개발을 위한 절차는 고등훈련기급 항공기 개발 절차를 그대로 유지하고 있으며, 개발

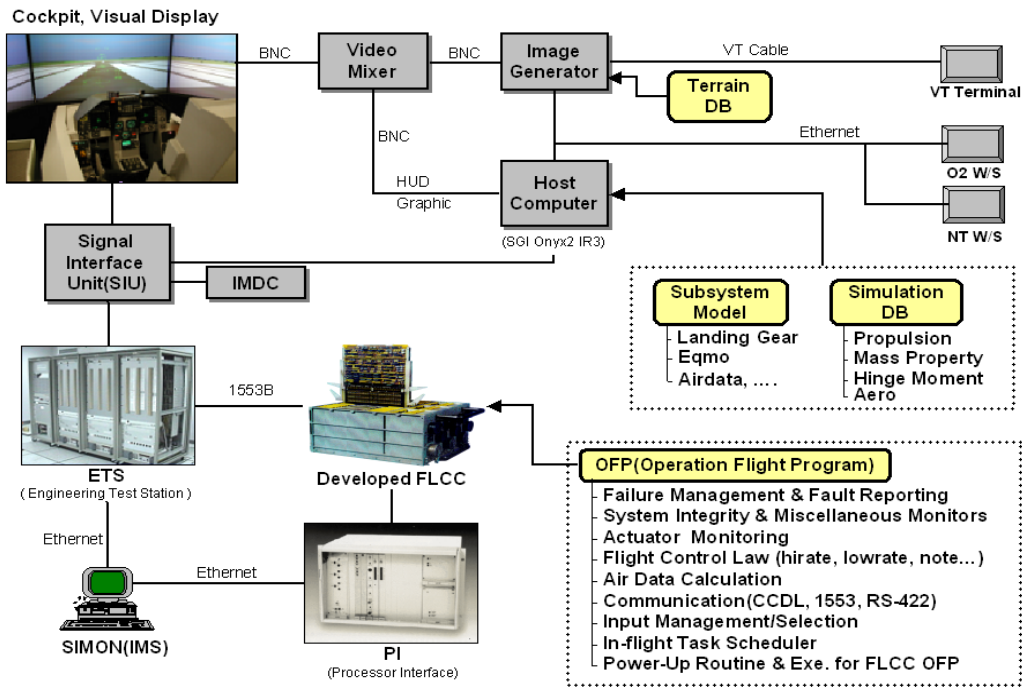


그림 1. HILS(Hardware-In-the-Loop Simulator) environment

에 사용되는 소프트웨어도 동일하며, 전체적인 비행제어법칙의 구조와 제어 이득도 동일하다. 비행제어법칙은 상용 개발 툴의 블록 다이어그램 형태로 설계되고, 자동코드 생성기를 이용하여 C-코드로 생성된다. 이렇게 생성된 C-코드는 비실시간 시뮬레이션 검증 환경에 적용되어 컴파일(compile) 과정을 거침으로써 실행(executive) 파일이 생성된다. 생성된 비실시간 환경의 신뢰성을 검증하기 위해 고등훈련기 개발과정에서 사용된 비실시간 시뮬레이션 툴을 이용하였다. 검증 방법은 두 개의 비실시간 시뮬레이션 환경에서 동일한 시험조건에서 기동을 수행하여 항공기 응답의 상사성을 평가함으로써 생성된 비실시간 환경의 신뢰성을 검증하였다.

3.2 HILS 환경의 신뢰성 검증

고등훈련기급 항공기의 실시간 평가환경인 HILS를 기반으로 하여 DFLCC, PI 및 IMS를 적용하여 그림 1과 같이 HILS를 구성하였다. HILS 환경을 기반으로 ISVV 및 FMET와 같은 실시간 조종사 평가를 수행하여 개발된 구성품의 신뢰성을 검증한다. 그러나 시험 결과의 신뢰성을 확보하기 위해, 사전에 HILS 환경의 작동 여부 및

건전성을 확보하여야 한다. 따라서 HILS 환경에서 특정 영역에서의 조종사의 기동을 통해 획득한 시뮬레이션 데이터를 비실시간 시뮬레이션 툴에 적용하여 시뮬레이션 하여 항공기 응답을 비교함으로써 실시간 환경의 신뢰성을 검증하였다.

개발된 HILS 환경은 고등훈련기급 항공기에서 적용하고 있는 HILS 환경과 직접 비교하여 입증하는 방법이 최선의 방법이나, 하드웨어 특성상, 동일한 작동 조건을 만드는 것은 현실적으로 불가능하다. 그리고 HILS 환경의 비교 검증은 다양한 조종 입력에 대하여 해당 HILS 환경의 반응 특성의 경향성을 비교함으로써 이루어지는데, Host 컴퓨터에서 디지털 값으로 설정한 조종 입력은 DFLCC로 제공되기 위해서 ETS에서 아날로그 신호로 변경된다. 통상 아날로그 신호는 최대 진폭의 10%정도는 수락 가능한 잡음으로 받아들여진다. 그러나 10% 오차의 발생은 임의로 순간마다 달라짐으로써 이 신호가 비교 평가를 위한 HILS 환경 반응 특성에 미치는 영향은 아주 크게 나타난다. 아울러 중측의 경우 비행제어법칙에서 적분기를 사용함으로써 이러한 신호적인 오차가 누적되어 더 크게 영향을 미칠 수 있기 때문에 HILS 환경끼리의 비교를 통한 검증은 신뢰하기에는 어려움이 있다. 따라서 HILS 환경의 신뢰성 검증은 PC 기반에서 작동하는 비실시

간 시뮬레이션 결과와 비교하여 항공기 반응의 경향성 비교하여 검증하는 것이 효과적인 방법이다. 비실시간 시뮬레이션 환경에서는 디지털로 데이터를 처리하기 때문에 내부 계산으로 인한 오류가 무시할 수 있을 정도로 작아서 이상적인 처리 시스템으로 간주할 수 있다. 그리고 HILS 환경은 동일한 의미의 신호가 디지털-아날로그-디지털로 변경됨으로써 신호에 잡음이 포함된다. 그러므로 신호에 잡음의 영향이 가장 적은 부분에서 디지털 입력 신호를 추출하여 이 값을 비실시간 시뮬레이션 틀에 적용하였다. 그리고 항공기 반응을 획득함으로써 가장 이상적인 결과를 예상할 수 있다.

그러나 이 방식도 상호간의 근본적인 차이는 있다. PC 기반의 비실시간 시뮬레이션의 경우, 단일 처리 시스템인 반면, HILS 환경은 삼중 처리 시스템(triplex system)이며 삼중 처리로 인한 문제점들을 보완하기 위해 Integrator balancing 같은 처리 기능들이 추가로 설계되어 있기 때문에 비실시간 시뮬레이션 결과와 동일한 반응을 보일 수는 없다. 그리고 HILS에서 사용하는 카드 형태의 하드웨어 유압작동기(hydraulic actuator) 모델과 비실시간 시뮬레이터에서 사용하는 수학적 모델링 형태의 유압작동기 모델의 차이에 의하여 오차가 발생한다. 따라서 두 시스템의 반응의 경향성을 비교 평가 할 수밖에 없다.

IV. 시험영역 및 기동방법

4.1 시험영역

선정된 시험영역과 기동 방법은 표 1과 같다. 시험 영역 및 기동의 정의는 고동혼련기 개발 과정에 적용되었던 영역을 사용되었다. 시험 영역은 항공기의 동적 특성을 대표할 수 있는 영역(High q, Low q, High speed, low speed), 착륙장치 형상에 따른 UA(Gear-Up), PA(Gear-Down), 항공기 무장형상을 대표할 수 있는 CAT(category)-I, CAT-II, CAT-III 으로 선정하였다. 기동은 항공기의 단주기(short-period), 더치롤(dutch-roll) 특성과 같은 기본적인 항공기 응답 특성을 파악하기 위해 조종안정성(stability and control) 기동으로 선정하였다.

4.2 기동 정의

조종안정성 기동방법은 세로 및 가로-방향축 가진(doublet), WLSS(Wings Level Side-Slip), PU(Pull Up) 및 최대 360° 롤(maximum 360°

표 1. 시험영역 및 기동정의

Loading	Config.	Alt. (kft)	AoA (deg)	Mach	VCAS (knots)	Maneuver
CAT-I	UA	20	-	-	300	A,B,C,D
CAT-I	PA	5	11	-	-	A,B,C',D
CAT-I	UA	10	-	-	450	A,B,C,D
CAT-I	UA	40	-	0.6	-	A,B,C,D
CAT-I	UA	30	-	-	150	A,B,C,D
CAT-I	UA	40	-	1.2	-	A,B,C,D
CAT-I	UA	5	-	0.95	-	A,B,C,D
CAT-II	PA	5	11	-	-	A,B,C',D
CAT-II	UA	20	-	-	300	A,B,C,D
CAT-II	UA	40	-	-	150	A,B,C,D
CAT-II	UA	5	-	-	-	A,B,C,D
CAT-III	PA	5	11	-	-	A,B,C',D
CAT-III	UA	20	-	-	300	A,B,C,D
CAT-III	UA	40	-	0.9	-	A,B,C,D
CAT-III	UA	3	-	-	200	A,B,C,D

A : Pitch, Yaw, Roll Doublet
 B : Wing Level Side Slip
 C : 360deg Roll Release: Left
 C' : Roll Release : +45 deg to -45 deg
 D : Pitch Pull and Release

roll)로 구성되어 있으며, 각각의 기동의 목적은 다음과 같다.

Doublet(Pitch, Yaw-Roll)

세로축 단주기 모드 및 가로-방향축 더치롤 모드를 평가하기 위한 조종입력이다. 이러한 기동을 통해 획득할 수 있는 정보는 항공기의 감쇄비(damping), 고유진동수(natural frequency) 및 속도안정성(speed stability)에 관한 정보를 얻을 수 있다.

WLSS(Wing Level Sideslip)

방향축 입력에 대한 미끄럼각 특성 및 미끄럼각 발생으로 인한 롤 및 피치 응답특성을 평가할 수 있다.

PU(Pull Up)

저속영역에서 비행체의 피치특성을 검증하기 위한 기동으로서, 세로축 방향의 안정성, 수직꼬리날개의 제어력(control power), 꼬리날개의 트림 및 조종간의 조종감도 등을 평가할 수 있다.

Max. 360° roll release/capture

최대 360° 롤 기동은 항공기의 최대 롤 성능(maximum roll performance)을 평가하기 위한 기동으로, 롤을 수행하는데 소요되는 시간(time

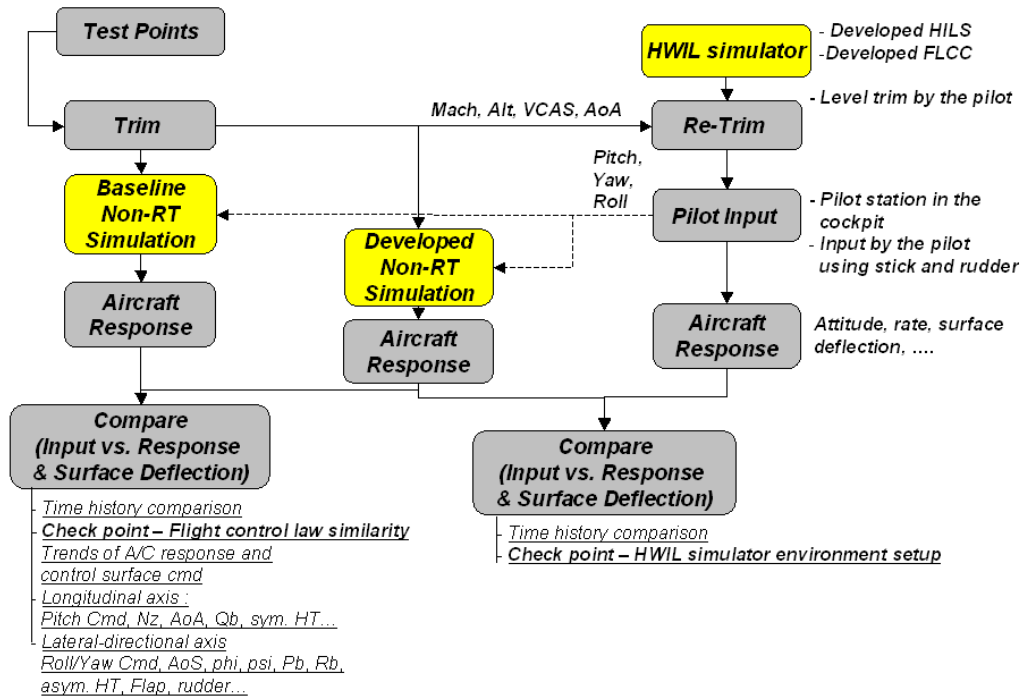


그림 2. Test procedure of HILS environment reliability and control law similarity

to bank), 롤 각가속도, 롤에 의한 피치 연계현상 (roll-pitch coupling) 및 가로축 비대칭에 의한 영향성 등을 평가할 수 있다.

V. 검증절차 및 고려사항

5.1. 시험환경에 대한 고려사항

비실시간 시뮬레이션의 정확도 향상을 위해 HILS 환경에서 트림 및 기동을 수행할 때 고려하여야 할 사항으로는 다음과 같다.

항공기 평형상태의 유지의 한계

HILS 환경에서 조종사 평가를 수행하는 경우에는 평가시간 및 조종사의 조종 부담(pilot workload)을 감소시키기 위하여 초기의 항공기 트림을 데이터 파일 형태로 제공한다. 초기 트림 데이터는 비실시간 시뮬레이션 환경에서 획득한 정형화된 데이터 형태로 HILS 환경에 제공한다. 이러한 방식은 조종사가 시험 영역에서 트림을 수행하는데 조종부담을 감소시켜주며, 수행 시에 이륙 후 시험영역으로 진입하는데 소요되는 시간을 감소시키는 이점이 있다. 그러나 초기에 트림을 제공하고 시뮬레이터를 작동시킬 경우에

실제 하드웨어가 구성된 HILS 환경의 특성으로 인하여 항공기가 초기 트림을 유지하지 못하는 문제점이 발생한다. 이는 3.2절에서 언급되었던 디지털의 데이터가 아날로그 신호로 전달될 때의 절삭 오차(round off error)와 카드형태의 하드웨어 액추에이터 모델로 데이터가 제공되는 과정에서 데이터들의 Calibration과 하드웨어 장비의 오차로 인하여 발생한다. 따라서 초기 항공기 트림 상태에서 시뮬레이터를 수행한 후에 조종사의 조종입력으로 정확한 트림을 잡은 후에 기동을 수행해야 한다. 또한, HILS 환경에서 조종사에 의해 수행되는 항공기 트림을 정확하게 비실시간 시뮬레이션 환경에서 적용하는 데는 한계가 있다. 그래서 HILS 환경과 비실시간 시뮬레이션 환경과의 정확한 항공기트림의 일치는 구현할 수 없다. 따라서 시험 결과를 분석할 때, 이를 고려하여 평가를 하여야 한다.

조종 입력의 적용 한계

HILS 환경은 실제 항공기와 유사한 환경을 구현한다. 따라서 실제 조종사의 입력도 항공기에 적용하고 있는 조종입력장치를 사용하고 있다. 따라서 조종사의 조종 입력에 의해 항공기 기동을 수행할 수 있지만, 스크립트 파일 형태의 정형화된 조종 입력을 입력할 수 없다.

5.2. 검증절차

그림 2는 비행제어법칙의 일치성 및 실시간 환경인 HILS 환경의 신뢰성을 검증하기 위한 절차를 나타낸다. 비행제어법칙의 상사성은 비실시간 시뮬레이션을 기반으로 검증하고, 실시간 환경인 HILS 환경의 신뢰성은 비실시간 및 HILS 환경에서의 시뮬레이션을 비교하여 항공기 응답의 유사성을 기반으로 평가한다.

HILS 환경의 신뢰성 검증

그림 2에서 제시한 바와 같이 고등훈련기급 항공기의 개발 과정에서 적용한 검증 방법을 DFLCC 검증에서도 동일하게 적용을 하였으며, 시험 형상은 무장이 장착되어 있지 않은 형상(clean)에 대하여 대표적인 영역에서 조종안정성 기동을 수행하여 평가하였다. 시험 절차는 다음과 같이 요약 할 수 있다.

1. 비실시간 시뮬레이션 환경에서 시험영역에서 항공기 트림을 수행한다. 저장된 트림 파일을 HILS 환경에 제공한다.

2. 조종사는 주요 조종입력장치를 이용하여 항공기의 자세를 안정화시킨다. 초기 항공기 트림을 수행할 때, 트림장치(trim equipment)를 사용할 수 있다. 항공기 트림의 성공은 조종사의 조종입력이 없는 상태(hands-free)도 항공기는 1g 비행 상태를 유지할 수 있어야 한다.

3. 항공기가 안정화 된 후, 계획되어 있는 기동을 수행한다. 기동을 수행할 때, 각 축의 연성 입력을 최소화하기 위해 해당 기동의 입력만을 고려한다.

4. 조종입력이 종료된 후, 5초 후에 데이터저장을 종료한다. 이 때, 저장 변수는 조종입력에 대한 항공기의 동특성을 파악할 수 있도록 고도(altitude), 속도(calibrated airspeed), 마하수(mach number), 조종입력, 조종면 명령(control surface command), 받음각(angle of attack), 미끄럼각(angle of sideslip), 자세각(attitude) 및 각속도(angular rate) 등을 저장한다.

5. 저장된 파일로부터 조종사가 입력한 조종입력(pitch, roll, yaw)을 이용하여, 조종입력 파일을 생성한다.

6. 시뮬레이션 스크립트를 이용하여 시험 영역에서 조종입력 파일을 이용하여 비실시간 환경에서 시뮬레이션을 수행하고, 4 항에서 고려한 변수를 동일하게 저장한다.

7. 저장된 두 파일(HILS vs. 비실시간)을 이용하여 시간영역에서 동일한 조종입력에 대한 항공기 응답 특성을 비교한다. 검증 기준은 고등훈련기 개발 과정에서 수행했던 결과 기준 및

엔지니어의 경험을 기반으로 만족 여부를 판단한다.

비행제어법칙의 일치성 검증

비행제어법칙의 일치성 검증 절차는 다음과 같이 요약 할 수 있다.

1. 위의 5항에서 생성된 조종입력을 이용하여 정해진 시험 영역에서 개발된 비실시간 시뮬레이션과 고등훈련기 비실시간 시뮬레이션 환경에서 시뮬레이션을 수행한다.

2. 두 가지 환경에서 수행된 결과를 비교한다. 비교 항목은 항공기의 조종면 명령 및 항공기 응답을 상호 비교(개발된 비실시간 시뮬레이션 vs. 고등훈련기 비실시간 시뮬레이션)하여 비행제어법칙의 일치성을 검증한다.

VI. 검증 기준 선정

6.1. 비행제어법칙의 일치성

DFLCC에 적용되는 비행제어법칙은 고등훈련기급 항공기의 시제 최종 형상의 비행제어법칙을 기반으로 설계되었다. 따라서 항공기 트림 및 조종사의 입력이 같다면 시뮬레이션 결과는 정확히 일치해야 한다.

6.2. HILS 환경의 검증

개발된 HILS 환경의 검증은 고등훈련기 개발 과정에서 적용한 방법을 적용하여 검증하였다. 판단기준은 조종사의 정성적인 평가 및 엔지니어의 데이터 분석을 통해 검증되는데, 데이터 분석 방법은 항공기 응답의 경향성을 보고 판단한다. 개발된 HILS 환경에서 수행한 결과와 시험영역에서 동일한 조종입력으로 생성된 비실시간 시뮬레이션 결과를 상호 비교하여 항공기 응답의 유사성을 참고로 하여 판단한다.

VII. 평가결과

그림 3, 4, 5 및 6은 개발된 HILS 환경, 비실시간 시뮬레이션 환경 및 고등훈련기 비실시간 시뮬레이션 환경에서 시뮬레이션을 수행한 결과를 동시에 비교한 것이다. 이때, 개발된 비실시간 시뮬레이션 환경과 고등훈련기 비실시간 시뮬레이션 환경에서의 항공기 트림 및 조종사의 조종입력은 동일하다. 그리고 개발된 HILS 환경에서의 트림 상태와 개발된 비실시간 시뮬레이션 환경 및 고등훈련기 비실시간 시뮬레이션 환경의 트림 상태는 정확히 일치하지 않는다. 본

장절에서는 CAT-I의 대표적인 영역에서 비교 검토 결과를 제시한다.

7.1. 세로축 검증결과

세로축 항공기 응답 특성을 검증하기 위해 세로축 가진 및 PU 기동을 수행한 결과를 대표적

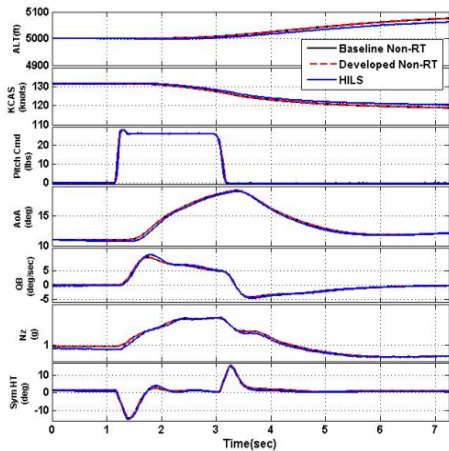


그림 3. Result of simulation (PA, CAT-I, 5Kft, 11deg AoA, Pull-Up and Release)

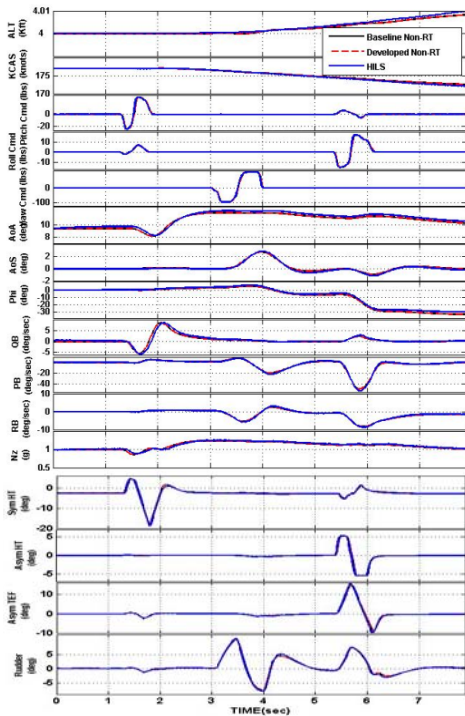


그림 4. Result of simulation (UA, CAT-I M0.6, 40Kft, Pitch-Yaw-Roll Doublet)

으로 도시하였다. 그림 3은 5kft, 받음각 11도, PA 형상에서 PU 기동을 수행한 결과이며, 그림 4는 M0.6, 40kft, UA 형상에서 각 축의 가진 결과를 도시한 결과이다. 평가 결과, 고등훈련기 비실시간 시뮬레이션 환경과 개발된 비실시간 시뮬레이션 환경에서 수행한 결과는 100% 일치하여 새로이 개발된 비행제어법칙이 기반이 되는 고등훈련기급 항공기의 비행제어법칙과 일치한다는 것을 확인할 수 있다. HILS 환경에서의 트림 상태는 정확히 1-g 상태가 아니며, 그 차이로 인하여 받음각, 피치각속도 및 수직가속도의 차이가 발생하나 동일 조종입력에 따른 항공기 응답특성의 유사한 특성을 갖는다는 것을 확인할 수 있다.

7.2. 가로-방향축 검증결과

가로-방향축 항공기 응답특성을 검증하기 위해 WLSS 및 왼쪽 360도 롤 기동을 수행한 결과를 대표적으로 도시하였다. 그림 5는 450 knots, 10kft, UA 형상에서 WLSS 기동을 수행한 결과이며, 그림 6은 150knots, 30kft, UA 형상에서 왼쪽 360도 롤 기동을 수행하여 가로-방향축 응답 특성을 비교 검증한 결과이다. 평가 결과, 고등훈련기 비실시간 시뮬레이션 환경 와 개발된 비실시간 시뮬레이션 환경 결과는 100% 일치하였다. HILS 환경에서의 트림 상태는 정확히 1-g 상태가 아니며, 그 차이로 인하여 초기 롤 각속도가 존재하고, WLSS 기동이 종료된 후에는 이

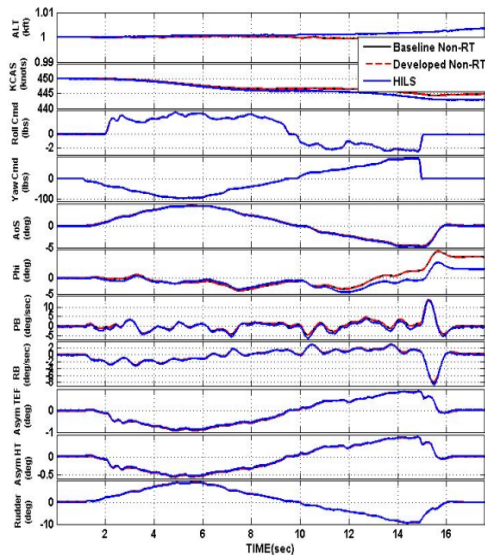


그림 5. Result of simulation (UA, CAT-I, 450knots, 10Kft, WLSS)

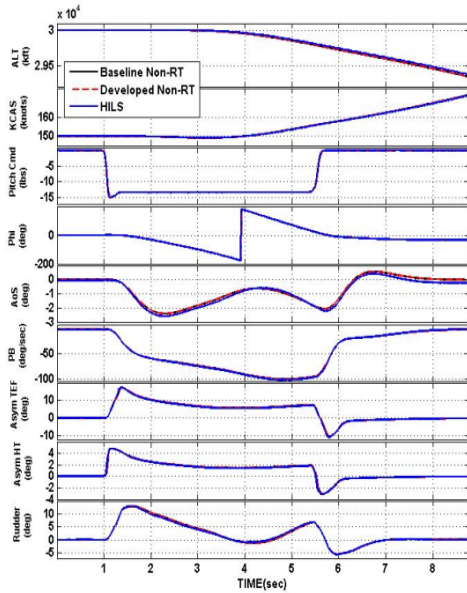


그림 6. Result of simulation
(UA, CAT-I, 150knots, 30Kft, Max 360° Left Roll)

인하여 롤각(bank angle)의 차이가 발생한다. 또한, 조종사의 추력입력의 차이로 인하여 속도감속이 이루어지고 고도가 증가하는 경향성을 나타내었다. 그리고 왼쪽 360도 롤 기동을 위한 초기 트림에서 미끄럼각이 정확히 0도가 되지 않았다. 이러한 트림의 차이로 인하여 HILS 환경과 개발된 비실시간 시뮬레이션 환경과의 비교 결과 응답 특성이 수치적으로 차이를 보이게 된다. 하지만, 조종 입력에 대한 응답 특성은 유사하다는 것을 확인할 수 있다.

5.1절에서 언급을 하였듯이 HILS 환경에서의 트림 상태는 비실시간 시뮬레이션 환경에서 잡은 수치적 오차가 없는 트림 상태와 차이를 갖게 된다. 따라서 초기트림의 차이로 인해 기동중일 때는 비행체의 상태가 유사하다가 입력이 없는 상태에서는 수치적인 차이가 발생할 수 있다. 그러나 고등훈련기급 항공기의 개발 과정에서의 경험을 토대로 응답특성의 경향성을 분석하고 평가한 결과, 개발된 HILS 환경은 신뢰성을 갖는다.

IV. 결 론

본 논문에서의 DFLCC에 적용되는 비행제어법칙과 고등훈련기급 항공기 비행제어법칙을 상호 비교하여 비행제어법칙의 신뢰성을 입증하였고, DFLCC로 HILS 환경을 구성하여 정형화된 검증 결과의 신뢰성을 입증하기 위해 구성된 HILS 환경의 신뢰성을 사전에 입증하였다.

평가 결과, 동일한 트림 및 조종 입력을 개발된 비실시간 시뮬레이션 환경과 고등훈련기 비실시간 시뮬레이션 환경에서 수행한 시뮬레이션 결과를 비교한 결과, 조종면 명령 및 항공기 응답 특성이 100% 일치함으로써 새로이 개발된 비행제어법칙이 기반이 되는 고등훈련기급 항공기의 시제 최종 버전의 비행제어법칙과 동일하다는 것을 확인할 수 있었다. 또한, 동일한 트림 상황에서 개발된 비실시간 시뮬레이션 환경과 HILS에 동일한 조종사의 조종 입력을 가했을 때, 두 결과간의 항공기의 응답 특성과 조종면 명령의 경향성이 유사하다는 것을 보임으로 HILS 환경의 신뢰성을 검증하였다. 따라서 DFLCC는 비행제어시스템의 검증 과정에서 수행된 모든 시험 결과의 신뢰성을 확보하였고, 나아가 항공기 동특성을 HILS 환경에서 검증함으로써 비행 안전성을 보다 향상 시켰다.

참고문헌

- 1) C.S.Kim, "Flight Control System Design and Verification Process", Journal of Control Automation and System Engineering Vol. 14 ,No. 8, 2008
- 2) 이철 외 "전투기급 항공기 비행제어컴퓨터 소프트웨어 개발", 2008 무기체계발전세미나
- 3) 신선영 외 "비행제어 OPF Unit Test Tool 개발 및 적용", 2008 무기체계발전세미나
- 4) 김재철 "비행운용 소프트웨어 독립개체 검증을 위한 자동화 시험 인터페이스 개발", 2008 무기체계발전세미나
- 5) 서준호 외 "고장 모드 성능 확인과 검증", 2008. 무기체계발전세미나