

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(4), 316-323(2016)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.4.316>

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 무인항공기 비행제어 HILS 시험환경 연구

변진구\*, 허기봉\*, 이광현\*, 석진영\*\*

## A Study on UAV Flight Control System HILS Test Environment

Jinku Byun\*, Gi-Bong Hur\*, KwangHyun Lee\* and Jinyoung Suk\*\*

Agency for Defense Development\*,

Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University\*\*

## ABSTRACT

A UAV(Unmanned Aerial Vehicle) flies along pre-programed navigation points(in-flight, take-off, or landing) automatically without pilot input. Even though UAVs fly differently from general piloted aircraft as the pilot controls the aircraft from a ground station through means of a data-link system. Occasionally, the data-link connection can be lost for any number of reasons, in which case, the FLCC(Flight control Computer) must automatically switch to autopilot to continue flying. Hence, the FLCC is a flight-critical component that must be thoroughly tested and validated. This paper discusses the development of a HILS(Hardware in the Loop Simulation) test environment designed to simulate real flight conditions to verify the FLCC satisfies flying quality requirements and maintains robustness despite any potential malfunctions or emergency situations.

## 초 록

무인항공기는 자동모드에서는 사전에 계획된 항로점(비행이거나 이/착륙)들을 입력받아 자동으로 비행한다. 무인항공기는 수동모드에서도 유인항공기와 달리 조종사가 비행체에 탑승하지 않고 지상 통제실에서 조종입력을 인가하면 무선 데이터링크를 통하여 조종입력을 전달 받아 비행하게 된다. 데이터 링크는 여러 가지 이유로 통신두절이 될 수 있으며, 이때 무인항공기는 자동으로 비행모드를 수동에서 자동으로 전환하여 비행해야 한다. 그러므로 무인항공기에서 비행조종컴퓨터는 비행안전을 담당하는 매우 중요한 장비로 철저한 검증이 요구된다. 본 논문은 무인항공기의 비행제어컴퓨터가 비행성 요구조건을 만족하고, 다양한 고장이나 비상상황에서도 강건함을 입증할 수 있도록 비행제어 알고리즘의 검증환경인 HILS(Hardware In the Loop Simulation) 시험환경을 개발할 때 고려해야 할 사항들을 연구한 것으로 비행제어 HILS 시험환경의 구성장비들과 기타 고려사항 들을 제시한다.

**Key Words** : Unmanned Aerial Vehicle(무인항공기), Flight Control(비행제어), Hardware in the Loop Simulation(모의시험환경), Verification and Validation(검증)

† Received : January 1, 2016      Revised : March 21, 2016      Accepted : March 22, 2016

\*\* Corresponding author, E-mail : jsuk@cnu.ac.kr

## I. 서 론

무인항공기는 사람이 항공기에 탑승하지 않으므로 지저분하거나 유해한 환경, 극한환경이나 장시간 임무에 적합하여 민수용이나 국방분야에서 다양한 형상으로 많이 사용된다. 특히, 국방분야에서 미국은 걸프전(1991년), 코소보전(1999년), 아프간전(2001년), 이라크전(2003년), 대 테러전(2001~) 등에 주로 정찰 및 근접지원으로 프레데터(Predator), 리퍼(Reaper), 글로벌 호크(Global Hawk) 무인기를 개발하여 사용하였다. 1998년부터 대공망 제압이 주된 임무인 무인전투기 X-45를 국방고등연구계획회청(DARPA)이 보잉(Boeing)사와 함께 개발함과 동시에 미 해군과 함께 2000년부터 X-47(Pegasus)를 선진기술데모(Advanced Technology Demonstration) 개념으로 개발하고 있다. 2010년에는 보잉사가 팬텀레이(Phantom Ray)를 공개하기도 하였다. 유럽의 경우는 프랑스 다삿(Dassault)사를 중심으로 뉴런(Neuron)과 같은 무인전투기를 개발하고 있으며, 2000년 기술시범용 소형속속기(LOGIDAC)를 제작하여 시험에 성공한 것으로 알려져 있다. 스웨덴은 샤프(Saab)사에서 SHARC (Swedish Highly Advanced Research Configuration) 사업을 1998년 시작하였으며, 이탈리아는 아레나 항공사(Alenia Aeronautica)사에서 기술시범기 Sky-X를 2003년 공개하였다[1~2,6]. 독일, 러시아, 영국, 등도 다양한 무인전투기를 개발하는 것으로 알려져 있으며, 이스라엘은 무인항공기 분야에서 미국과 더불어 상당한 기술과 운용능력을 보유한 것으로 알려져 있다. 이스라엘 항공사(Israel Aircraft Industries)에서 스콧(Scout) 항공기를 필두로 서처(Searcher), 헤론(Heron)등을 정찰 및 감시 목적으로 개발하였으며, 엘빗(Elbit) 시스템사에서는 헤르메스(Hermes) 900을 중고도 장기체공 전술 임무로 개발하였다. 아시아에서는 중국이 2006년 암검(Dark Sword)라는 스텔스 무인기 디자인을 공개한 이래 글로벌호크(RQ-4)를 축소한 듯한 상룡(Xianglong), 프레데터와 유사한 이롱(Yi Long)등을 항공박람회출품하였으며, 2013년에는 리젠(Sharp Sword)이라는 대형 스텔스 무인기를 개발하였다고 주장한다. 일본은 농약살포용으로 야마하(Yamaha)사에서 R-max를 개발하였으며, 후지(Fuji)사는 유사한 목적으로 RPH-2A를 개발하여 육상자위대에 공급하였다. 항공자위대는 후지사와 2004년 타콤(TACOM)이라는 공중발사형의 순항 무인기를 개발하는 것으로 알려져 있다. 국내에서는 기 개발된 송골매를 필두로

연대·대대급 무인기, 사단급 무인기, 군단급 무인기, 중고도 정찰용 무인기 및 전투용 무인기들이 개발될 것으로 예상되고 있다[1].

이러한 무인기들이 개발되기 위해서는 다양한 핵심기술, 핵심부품들이 개발되어 있거나, 적어도 같은 시기에 개발되어야 한다. 특히 비행조종컴퓨터의 개발은 필수적이다.

본 논문에서는 무인항공기의 비행안전(flight-critical)에 핵심이 되는 비행제어컴퓨터나 비행제어 시스템의 검증을 위하여 꼭 필요한 HILS (Hardware In the Loop Simulation) 시험환경에 대하여 기술하고자 한다. HILS 라는 용어는 항공뿐만 아니라, 육상, 해상, 우주 분야에서도 사용하며, 시험대상체의 규모와 분야에 관계없이 광범위하게 사용되는 용어이다. HILS를 직역하면 시뮬레이션 내의 하드웨어 즉, 하드웨어를 포함한 시뮬레이션이 된다. 시뮬레이션(Simulation)은 모의시험, 가장(假裝), 흉내내기로 번역될 수 있으며 루프(Loop)는 고리, 환상선(環狀線)을 뜻하며 개루프(Open Loop)와 폐루프(Closed Loop)가 있다. 하드웨어(Hardware)의 사전적 의미는 컴퓨터의 기계 장치를 뜻하는 것으로 본체나 주변장치 등으로 HILS 에서는 시험대상체(UUT : Unit Under Test)에 해당한다. 따라서, HILS 는 시험대상체와 특정 환경을 모의하는 루프형태의 모의시험환경으로 구성되어 있으며, 복잡한 실시간 시스템의 개발 및 시험에 사용되는 기술이며, 실제 하드웨어를 모의환경에서 작동시켜 기능을 검증 할 수 있도록 하는 기술로 시험환경과 시험환경을 활용하여 시험/분석하는 것을 모두 포함한다. 본 논문에서는 광범위한 HILS 중 무인항공기 비행제어에 적용하는 HILS 시험환경에 국한하여, HILS 시험환경을 구성요소별로 어떻게 연구 개발하는지와 고려사항 및 이를 활용한 HILS 시험은 어떤 것들이 있는지를 간략히 제시하고자 한다.

## II. 비행제어 HILS 시험환경

### 2.1 비행제어 검증절차 및 시험들

비행제어 시스템의 검증환경을 개발하는 일반적인 절차는 시스템 요구도를 분석하고, 요구도를 검증하는 각 시험단계별로 적절히 요구도를 할당하면서 시작된다. 비행제어 시스템의 검증시험은 크게 통합시험, 지상시험, 비행시험으로 구분할 수 있다. 이 중 통합시험은 HILS 시험을 의미하는 것으로 실제 비행제어컴퓨터를 활용한

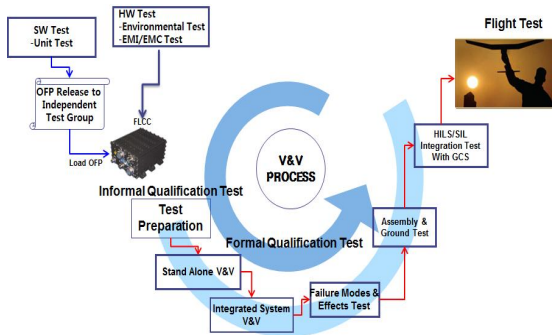


Fig. 1. The V&V Process of FLCC

검증 시험이다. 통합시험을 다시 세분화하면 3가지로 구분할 수 있다. 독립객체시험(Stand Alone Verification and Validation)은 개루프(Open loop) 환경에서 비행운용프로그램(Operation Flight Program)의 요구도를 검증하기 위한 단위 명령당 응답(Command and Response)시험이다. 통합소프트웨어 및 시스템시험(Integrated System V&V)은 폐루프(Closed loop)환경에서 비행성(Flying Quality)을 평가하는 시험이며, 동일한 환경에서 임의로 고장을 주입하여 비행제어법칙/비행제어시스템의 강건성(Robustness)을 확인하는 고장주입후영향성 평가시험(Failure modes and Effect Test)이 있다[3].

Figure 1은 비행조종컴퓨터 검증절차를 나타낸다. 일반적으로 통합시험은 개발자 자체적으로 수행하는 비공식 시험(Informal Test)과 사용자가 참여하여 수행하는 공식시험(Formal Test)으로 구분하여 반복 수행하는 것을 원칙으로 한다.

인체의 두뇌에 해당되는 비행조종컴퓨터내의 비행제어알고리즘 개발은 일반적으로 개인용 컴퓨터(Personal Computer)에서 모델베이스로 Matlab Simulink, FlightLab, SCADA와 같은 시뮬레이션 프로그램 또는 ANSI C와 같은 언어로 직접코딩(Hand Coding)하여 시뮬레이션을 수행하면서 개발한다. 실제 비행체에 탑재되는 제어 알고리즘은 PC환경과 다른 하드웨어 환경(Target 에 탑재)에서 수행되며, 통상 PC 환경보다 적은 메모리, 낮은 CPU Clock 등으로 메모리 넘침(Overflow)이나 연산시간초과(Overrun) 등이 발생하므로 실제 구동환경(Target)에서 검증하여야 한다. 메모리 넘침이나 연산시간 초과가 발생하면, 데이터 형식 최적화, 코드 최적화(for, while 조건 수정 등), 유도, 항법, 제어 블록들의 다주기(multi-rate) 적용 등을 수행해야 한다. 또한 실제 비행조종컴퓨터의 입출력 신호들은 통신

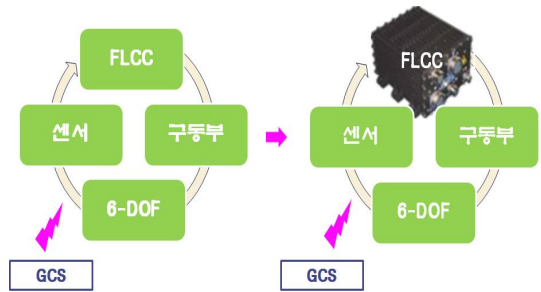


Fig. 2. PC Simulation vs HILS

카드/장치를 통하여 전기적인 신호로 전달되면서 상대적으로 이상적인 PC 환경(메모리 내부에서 신호전달)과 달리 시간지연(Time delay)이 발생한다. 따라서 비행제어 알고리즘을 검증하기 위해서는 HILS 시험환경이 반드시 필요하다.

2.2 HILS 시험환경 하드웨어 구성

비행제어 검증환경(HILS)의 하드웨어 구성은 검증 대상 무인기에 따라 다소 차이가 있을 수 있으나 Table 1과 같이 크게 4가지로 분류할 수 있다.

시험대상체인 비행조종컴퓨터에 전기적인 신호를 모사해 주는 신호모사장치, 신호모사장치에게 각종 센서류 및 구동기, 랜딩기어, 엔진 등의 신호를 모의하여 제공해 주는 시뮬레이터, 시뮬레이션을 운용 및 통제하는 호스트 그리고 지상체

Table 1. Component and function of HILS

구성장비	기능
시뮬레이터	- 비행체 운동모의: 공력, 추력, 제동력, 조향력, 중력 등 모의 - 비행환경 모의: 표준대기, 지형모델(WGS84) 등 환경 모의 - 연동데이터 모의: 엔진, 랜딩기어, 브레이크, 조종면 작동기 등 각 하부계통 - 센서모의: 테스트북, 대기자료처리장비, GPS/INS, 전자파고도계 등
신호모사장비	- 비행조종 MIL-1553 버스 모의 - 비행조종 CAN 버스 모의 - 비행조종 RS422, 232 모의 - 비행조종 계통 아날로그/디스크릿 신호 모의
호스트	- 비행조종 HILS 환경 운용통제: 통합시험 운용 및 통제
(간이) 지상체	- 지상통제기능 모의: 지상 비행통제기능 모의, 비행상황 모니터링기능 모의 - 수동 조종사 조종입력, 자동비행용 항로점 비행체 전송

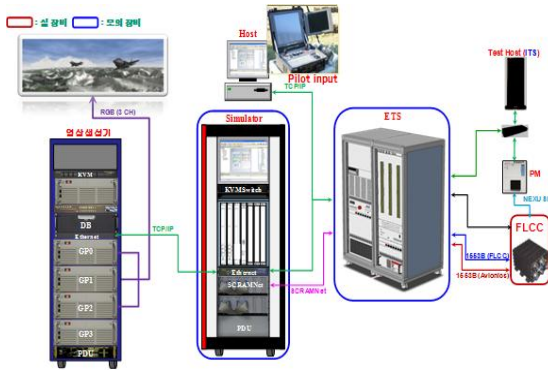
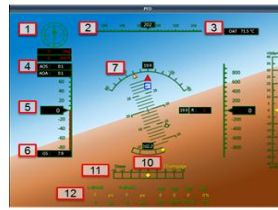


Fig. 3. HILS Test Environment

또는 지상체를 모의해 주는 간이지상체로 구성된다.

구성장비중 시뮬레이터와 신호모사장비는 통합된 한 장비로 구성할 수도 있다. 시뮬레이터와 신호모사장치는 확장성 및 범용성을 고려하여 랙(Rack) 형태의 VME 방식이나 PXI 방식으로 구성되며, VxWorks나 RT Linux와 같은 실시간 운영체제(Real Time Operating System)를 사용한다. 다중의 CPU를 장착한 VME 랙 형태로 구성할 경우 CPU간 동기 및 대용량, 고속의 상호신호전달은 상대적으로 통신속도가 늦은 VME 백프레인(Back Plane)을 사용하는 것보다, 공유메모리(Reflective Memory나 Scramnet)를 사용하는 것이 효과적이다.

신호모사장비에는 CPU이외에 각종 통신신호들을 모사하는 신호 입출력카드가 있으며, 여기에는 Analog I/O, Discrete I/O, CAN(Control Area Network), RS232, RS422, RS485, Ethernet, Mil-STD-1553B등이 있다. 시뮬레이터나 신호모사장치를 제어하는 호스트는 기본적으로 내장되어 있는 프로그램을 활용하는 것보다 자유롭게 파라메타나 시그널을 전역변수로 생성하여 모델이나 신호생성 드라이브를 제어하도록 별도로 구성하는 것이 좀 더 효율적이고 대부분의 HILS 시스템이 호스트를 별도로 보유할 수 있도록 인터페이스가 개방되어 있다. 부가적인 장비로는 비행 제어컴퓨터 내부 메모리를 제이택 포트(JTAG Port)나 넥서스 포트(Nexus port)를 활용하여 모니터링 할 수 있는 분석장비 및 외부영상을 제공해주는 영상생성기(Image Generator) 등도 필요에 따라 구성할 수 있다. 간이 지상체는 비행체의 거동을 쉽고, 정확하게 나타내도록 중앙에 HUD 화면을 배치하여야 하며, 우측(또는 좌측)에는 비행궤적을 위성영상이나 전자지도 등에 표시하고, 좌측(또는 우측)에는 자동비행을 위한 비



1. 풍향 / 풍속 표시
  - > 풍향, 풍속의 데이터를 텍스트로 표시
  - > 화살표로 풍향을 표시
2. heading 표시
  - > 수신 데이터에 따라 좌/우측으로 변경
3. 대기온도 표시
4. AOS/AOA 표시
  - > AOS는 ADUTBS의 받음각 표시
  - > AOA는 ADUTBS의 옆 미끄럼각 표시
5. 대기속도 표시
  - > ADU, ADS값 표시
6. GroundSpeed값 출력
  - > EGI의 값으로 출력
7. PFD 화면
  - > Roll 값 표시
  - > Target, Current WPT 표시
  - > SideSlip값 표시 및 값에 따른 UI변경



8. Pitch 표시
9. RALT 고도값 표시
  - > 데이터 값의 유효성 유무에 따라 색 변동
10. 고도값 표시
  - > PFD에서 선택한 RALT, ADU, EGI의 고도값 표시
11. VSI 표시
12. Steer 표시
  - > 수신 값에 의해 좌, 우측으로 이동
13. Joystick 표시
  - > Roll, Pitch, Yaw, Throttle, Break 표시
  - > 상단은 송신구간, 하단은 수신구간

Fig. 4. Sample of HUD and it's symbol

행경로 데이터 전송 및 비행체로의 각종 명령 및 비행체의 각 상태정보를 전송, 저장 할 수 있도록 설계한다. 또한, 실제계의 데이터 링크 동시 지연 및 단절을 모사할 수 있도록 설계하는 것이 필요하다.

특히, 간이 지상체의 HUD에 표시되는 Pitch Ladder, VSI(Vertical Speed Indicator), FPM(Flight Path Marker), 모의 ILS(Instrument Landing System) 등의 심볼과 FOV(Field Of View) 등은 실제카메라의 화각정보 및 비행동역학이 반영되도록 개발하여야 하며, 조종사의 관속 모의비행이 가능하도록 조종간(Stick), 페달(Pedal), 쓰로틀(Throttle) 등은 실장비와 같은 것을 사용하든가 하드웨어적으로 실장비들과 동일한 작동범위(Stroke)를 갖도록 하거나 소프트웨어적으로 보상하는 것이 필요하다.

### 2.3 HILS 시험환경 소프트웨어 구성

HILS 시험환경의 소프트웨어 구성은 일반적으로 Fig. 5와 같이 같다. 소프트웨어 구성은 Table 1과 대등하게 형상항목(Computer Software Configuration)으로 식별하였다.

시뮬레이터에 탑재되는 시뮬레이션 프로그램은 직접코딩하여 사용하기도 하나, 시스템이 크고 복잡해지면, 먼저 PC 상에 페루프를 구성하여 기본적인 성능 및 연동성을 확인한 후 시뮬레이터에 코드를 생성하여 탑재하는 것이 일반적이다.

이를 위하여 탑재 프로그램은 모델 베이스로

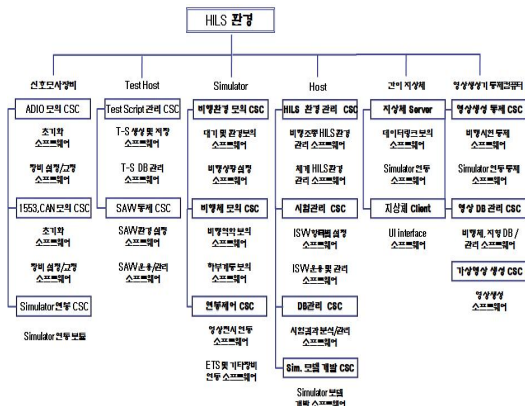


Fig. 5. SW Structure of HILS

CODE(C)	Matlab(Simulink)	UAV
project	MODEL	system
function	subsystem/reference model	LRU
structure	bus	ICD LRU INPUT/OUTPUT
variables	line/signal/parameter	ICD field
local variables	Goto/From	Harness/interface
initial variables/ fixed condition	Workspace constant	statuses normal condition

Fig. 6. Relation of HILS Simulation SW

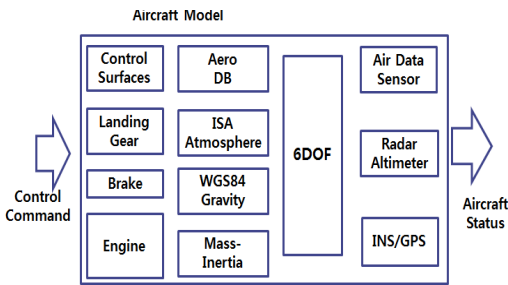


Fig. 7. Simulation model structure

설계하는 것이 유리하다. Fig. 6은 Matlab Simulink로 작업하는 개념도이며, Fig. 7은 시뮬레이션 프로그램의 모델 구성도이다.

시뮬레이션 모델중 6자유도 운동방정식 풀이 모듈은 Matlab Simulink Block set의 Custom Variable Mass 6DoF ECEF (Quaternion)나 지구 타원효과, 자전효과 및 연료소모량에 따른 중량변화가 무시할 정도로 좁은 영역의 비행모의는 6DOF(Euler Angles) Block set을 활용해도 된다. 상기 6DOF의 입력값 들은 3축힘과 모멘트, 중량 및 관성모멘트와 이의 변화량 등이며, 출력값 들은 항공기의 상태(속도, 가속도, 고도, 위치, 각속도,

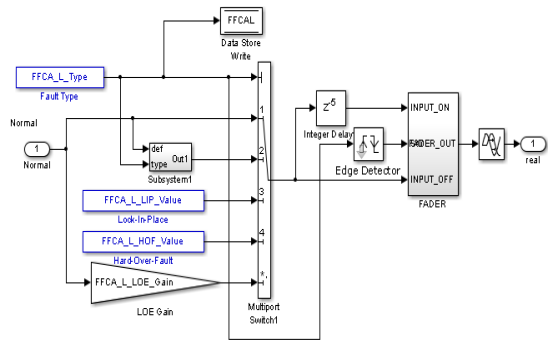


Fig. 8. FCA fault model(sample)

각가속도 등) 및 좌표계 변환의 편리성을 제공하는 방향코사인(Directional Cosine Matrix) 등이다. 6자유도 운동풀이 모듈에는 적분기가 내재되어 있어 적분기의 초기값(초기 위치, 속도, 오일러 각 및 각속도)이 반드시 필요하다. 여기서 오일러 각은 절대좌표계를 사용하고 각속도는 동체좌표계를 사용한다. 입력값 중 중량과 관성모멘트 및 이의 변화량은 엔진모델에서 제공되는 연료소모율, 랜딩기어의 위치 변화, 장착물 유무 등을 활용한중량 데이터베이스를 활용한다. 6자유도 운동풀이 모듈은 Matlab Simulink Block set을 이용할 경우 해당 블록의 마스킹을 풀고 상기 초기값들을 상수에서 파라미터로 변경한 후 환경설정 창에서 전역변수(Global Parameter)로 선언하여 코드를 생성하면, 원하는 위치, 자세, 속도, 고도 등에서 시뮬레이션을 할 수 있다. 구동기 모델은 백래쉬(Backlash) 및 응답속도(Slew rate) 등을 조절할 수 있도록 위와 같은 방법으로 해당 파라미터를 전역변수로 설정하고, 임의적으로 고장을 주입할 수 있도록 고장주입 블록을 Fig. 8과 같이 추가하는 것이 유용하다. Fig. 8의 고장주입 모델은 구동기의 움직임을 단락시키거나 정지(Stuck)시키는 것으로 HILS 모델은 동역학뿐만 아니라 전기적인 신호로 고장코드를 비행조종컴퓨터에게 동시에 전송하여야 하므로 플래그(Flag)를 활용하여 모델의 선택기(Selector)의 값을 변경시키는 동시에 전기적인 신호로 고장코드도 같이 발생할 수 있도록 한다[5].

엔진 성능은 주로 고도, 속도, 외기온도에 영향을 받으므로 표준대기 모델에서 외기온도를 조절할 수 있도록 블록을 추가하거나 수정한다. 엔진 고장을 모의하기 위한 고장모델 추가 및 수정은 상기 구동기 모델과 유사한 방법으로 수행한다. 랜딩기어 모델내의 제동장치 및 조향장치의 동역학 모듈은 수직중량 낙하시험(Drop test) 및 저속 및 고속활주 시험데이터를 활용하여 유압의 댐핑

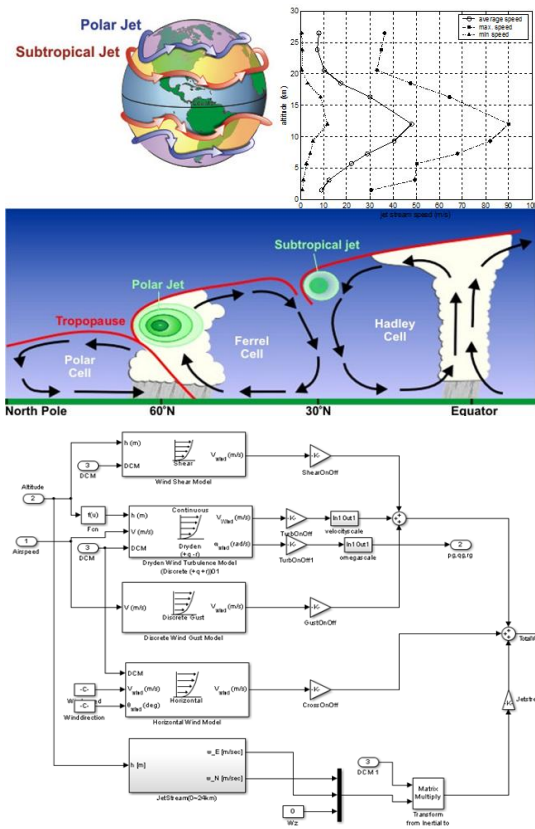


Fig. 9. Atmosphere model(sample)

(damping) 및 타이어 마찰 등을 튜닝 해야 한다. 고장주입 모델은 상기와 유사하게 추가한다. 각종 센서류(INSGPS, RALT, Testboom, Air Data Sensor)들은 시간지연(Delay) 효과와 측정데이터의 노이즈(Noise)와 바이어스(Bias)를 반영할 수 있도록 시뮬레이션 모듈을 추가하여야 한다. 센서모델들은 기본적으로 6DOF에서 항공기의 참 상태값을 입력받으므로 센서 스펙이나 측정된 노이즈 및 장착 에러 등을 역으로 만들어 출력값을 비행조종컴퓨터에게 제공할 수 있도록 한다.

공력모델에는 지면효과 및 각종 바람영향(Gust, Turbulence, Wind Shear, Cross Wind, Jet Stream)을 인가 할 수 있도록 한다. 특히 고고도 비행상황을 모사할 경우 기상청 등에서 제트기류 정보를 활용하여 별도 모델을 만들어야 한다. Fig. 9는 대기모델을 나타낸다[4]. 대기모델도 필요에 따라 다양한 바람들을 인가(on/off)하고, 세기, 강도를 변경 시킬 수 있도록 해당 파라미터는 전역변수로 선언한다. 대기모델중 일부는 절대좌표계를 사용하므로 공력모델과 연동될 때는 동체좌표계로 변환하여야 한다.

## 2.4 HILS 시험환경 자체검증

상기와 같은 방법으로 개발된 HILS 시험환경은 다음 Fig. 10, 11과 같으며[6~8], 개발된 시험환경의 자체검증은 PC환경에서 시뮬리이션을 수행하고 동일한 입력으로 HILS 환경에서 시험을 반복수행한 후 각각 저장된 출력값을 비교한다.

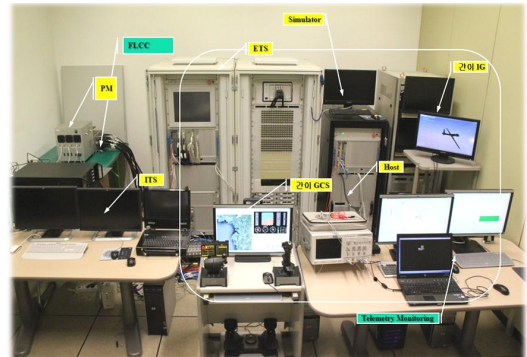


Fig. 10. VME type HILS Environment(sample)



Fig. 11. PXI type HILS Environment(sample)

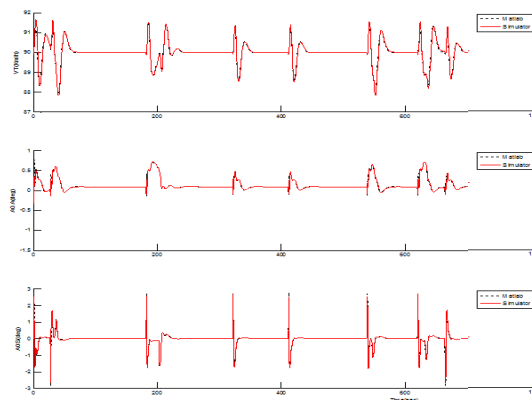


Fig. 12. Comparative results of PC simulation and HILS test

자체 검증시험은 먼저 신호연동장비 및 시뮬레이터에 탑재된 시뮬레이션 프로그램이 정상 작동을 확인하는 시험으로 바람조건 및 센서 노이즈 등은 모두 제거한 상태에서 수행하였다. 자체 시험 결과 Fig. 12와 같이 두 환경에서의 차이는 매우 미미하였으며, 이는 HILS 환경을 잘 구성하였다는 것을 의미한다.

### 2.5 기타 고려사항

실제 비행환경을 모사하기 위하여는 바람 및 센서들의 노이즈 등을 반영하여야 하며, 간이지상체의 조종 또는 통제명령이 데이터링크를 통하여 비행조종컴퓨터에 전달되고, 비행조종컴퓨터에서 비행알고리즘을 통한 조종명령이 구동기나 엔진을 구동하고 비행체가 반응하는 전 영역의 시간지연을 측정하여 HILS 시험환경에 시간지연 효과를 반영하여야 한다. 그러므로 HILS 시험환경은 자체 시간지연이 실기체의 시간지연보다 반드시 작아야 하며, 실기체와 차이나는 부분만큼을 추가하여 지연효과로 반영한다.

예를 들면, Fig. 13과 같이 시간지연 측정을 위해 조종입력 중에서 랜딩기어 Up/Down 신호 스위치에 가속도 센서를 장착하여 랜딩기어 신호를 감지하게 하고, 신호연동장비의 패치패널(Patch Panel)에서 랜딩기어 모델로 주는 랜딩기어 Up/Down 신호를 오실로스코프를 활용하여 시간지연을 측정한다. 이후 신호모사장비에서 시뮬레이터로 주는 신호와 시뮬레이터의 랜딩기어 신호가 영상생성기로 주는 신호를 계산한다. 영상생성기에서 HUD 화면에 도시하는 시간지연은 캡처보드의 타이머기능을 활용하여 시간지연을 측정한다. 이렇게 측정된 총합이 전체 HILS 시험환경의 시간지연이 된다.

Figure 14는 실제 대상항공기의 활주(Taxi) 데

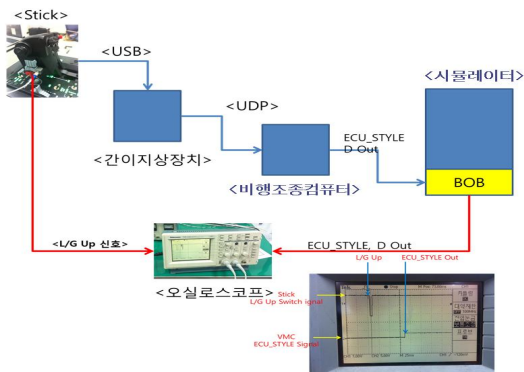


Fig. 13. Measuring of time delay(sample)

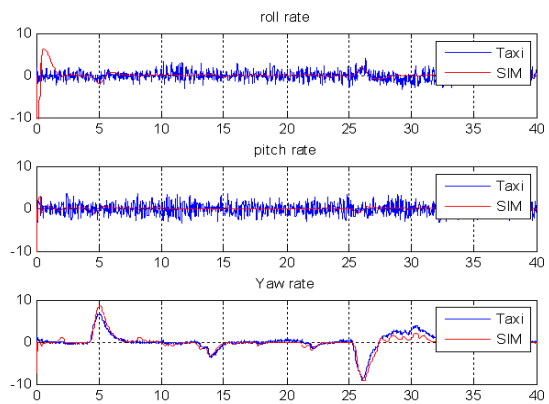


Fig. 14. Taxing Result of Ground test vs HILS

이터를 활용하여 랜딩기어 모델을 튜닝하고, 튜닝된 랜딩기어 모델로 힐스에서 활주한 결과가 매우 유사하다는 것을 보여준다. 랜딩기어 모델 중 타이어 마찰력 등은 대표적인 비선형 함수이며 모델링이 매우 힘든 분야로 실제 저속 활주시험으로 확보한 자료를 활용하여 튜닝하여야 한다.

### III. 결 론

무인항공기의 비행조종컴퓨터는 비행안전을 담당하는 매우 중요한 장비이다. 그러므로 비행조종컴퓨터는 실제 비행시험을 통한 검증이전 인적물적 손실이라는 위험성을 낮추고 비행조종컴퓨터 및 비행제어시스템의 강건성을 확보하기 위하여 HILS 시험환경을 개발하여 검증하는 것은 필요하다. 특히 HILS 시험환경은 실제 비행환경을 잘 모사하도록 부체계 모델(엔진모델, 랜딩기어 모델, 조종면 작동기 모델)과 각종 데이터베이스(중량 DB, 공력 DB)를 동역학적으로 실제와 최대한 유사하도록 해야 한다. 기타 난류, 돌풍, 측풍, 편서풍 등의 바람모델 및 영상생성기(IG)에서 시정(Visibility)설정(수동조종일 때 중요함) 기능, 엔진 추력성능을 고려한 표준대기모델에서 외기 온도설정 변경기능, 구동장치의 백래쉬(backlash) 특성반영 기능, 대기고도계의 현재 공향대기 환경을 설정해 주는 기능(ATIS), 간이지상체를 활용할 경우 실지상체와 같은 조종간, 쓰로틀 및 페달의 스트로크 설정 기능, 데이터링크 및 실장비의 시간지연특성 반영 기능, HUD에서 상승률지시기(VSI), 진행방향 지시기(FPM), 피치 눈금자(Pitch Ladder), 가상의 계기착륙 유도기(ILS) 등

의 각종 계기들의 실제적인 모사 기능, 실측 랜딩기어나 플랩 등의 작동시간을 고려한 공력모델 및 중량모델 유연화(fade) 기능, 원하는 속도, 고도, 위치, 자세에서 시뮬레이션이 가능하도록 하는 기능, 임의적으로 부체계에 고장을 인가할 수 있는 기능 등은 HILS 시험환경에서 꼭 모사해야 될 필수 사항이라고 판단된다. 또한, 실제 항공기는 풍동시험 대비 양력계수는 적고 항력계수는 커지는 경향이 있으므로 이를 충분히 고려할 수 있도록 공력모델에서 각종 파라미터를 변경할 수 있도록 시험환경을 구성하는 것이 유용하다. 비행제어 HILS 시험환경은 최대한 실제와 유사하게 모의 비행환경을 만들어야 하며, 부체계 고장이나 비상시나리오 등과 같은 실제 비행시험으로 수행하기 어려운 다양한 시험들을 가능한 많이 수행해야 한다.

## References

- 1) Taekyu Reu, etc, "Roadmap of Defense Unmanned Robot Technology" 2007, Vol. 3, The Trend of Aerial Robot Development, Agency for Defense Development.
- 2) Kwang Joon Yoon, etc, "The Way to the Creative Economy, Technology of Defense Unmanned Robot Technology," 2013, Defense Acquisition Program Administration, Agency for Defense Development.
- 3) Jinku Byun, Gi-Bong Hur, Jaegeun Lim. "The Study on FMET of UAV FCS System" 2012, 2012 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, vol.4 no.1, pp.177 ~ 177
- 4) Jaegeun Lim, Jinku Byun, Gi-Bong Hur, "Flight Simulation with wind condition based on experimental data", The Korea Institute of Military Science and Technology, Control Session vol. 2013, No. 1, pp.1501 ~ 1502 .
- 5) Jinku Byun, Jaegeun Lim, Gi-Bong Hur, "The Study on FMET of muti control surface UAV", The Korea Institute of Military Science and Technology, vol. 2013 no. Control Session No. 1, pp.1503 ~ 1504.
- 6) Jinku Byun, Kwanghyun Lee, Gi-Bong Hur, etc "Development of UAV Flight Control System Test Environment", proceeding of the 2014 KASA Fall Conference, pp.1647 ~ 1650
- 7) Jongmin Ahn, Jinku Byun, Kwanghyun Lee, Gi-Bong Hur, etc."Study on the Reconfigurable Control Allocation Design for the V-Tail UAV Having Multiply Divided Control Surfaces", proceeding of the 2013 KASA Fall Conference, Vol. 2013. pp.474-477.
- 8) Keehoon Lee, Jinku Byun, Jonpyu Han, Hyungshin Kim "A Study of Engineering Test Station for FLCC V&V based on VxWorks", 2013. 6., Communications of the Korean Institute of Information Scientists and Engineer, pp.148-150.
- 9) Mathworks, Using Matlab Simulink User Guide