

## 대기자료 컴퓨터 (Air Data Computer) 기능검증을 위한 항공기 수준의 시뮬레이션 환경

# The Aircraft-level Simulation Environment for Functional Verification of the Air Data Computer

이 동 우<sup>1</sup> · 이 재 용<sup>2</sup> · 나 중 화<sup>1\*</sup>

<sup>1</sup>한국항공대학교 항공전자연구소

<sup>2</sup>디앤샤인 기술연구소

Dong-Woo Lee<sup>1</sup> · Jae-Yong Lee<sup>2</sup> · Jong-Whoa Na<sup>1\*</sup>

<sup>1</sup>Avionics Research Institute, Korea Aerospace University, Gyeonggi-do, 10540, Korea

<sup>2</sup>Technical research division, D & Shine, Gyeonggi-do, 10594, Korea

### [요 약]

최근 항공전자시스템 개발에서 비용절감 및 안전인증을 지원하는 방법의 하나로 모델 기반 설계 기법을 사용한다. 모델 기반 설계를 이용하여 항공기 및 항공전자 장비 (아이템)의 성능 분석 및 안전성 분석을 지원하기 위하여 이종의 시뮬레이터를 연동하는 멀티 도메인 시뮬레이션 환경을 개발하였다. 대기 자료 컴퓨터와 통합 다기능 프로브를 항공기 수준에서 검증 할 수 있는 멀티 도메인 시뮬레이션 환경을 제시한다. 모델은 Simulink로 개발하였고, 항공기 수준에서 모델을 검증하기 위해서 비행시뮬레이터인 X-Plane 10을 사용하였다. 항공전자 시스템 모델기능을 항공기 수준에서 시험하였고, 모델과 비행시뮬레이터의 대기 자료 오차는 0.1%이내로 측정 되었다.

### [Abstract]

In recent years, model-based design techniques have been used as a way to support cost reduction and safety certification in the development of avionics systems. In order to support performance analysis and safety analysis of aircraft and avionics equipment (item) using model based design, we developed a multi-domain simulation environment that inter-works with heterogeneous simulators. We present a multi-domain simulation environment that can verify air data computers and integrated multi-function probes at the aircraft level. The model was developed by Simulink and the flight simulator X-Plane 10 was used to verify the model at the aircraft level. Avionics model functions were tested at the aircraft level and the air data errors of the model and flight simulator were measured within 0.1%.

**Key word** : Avionic, Air data computer, Model-based, Simulation, Flight simulator.

<https://doi.org/10.12673/jant.2018.22.2.133>



This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

Received 5 April 2018; Revised 10 April 2018  
Accepted (Publication) 27 April 2018 (30 April 2018)

\*Corresponding Author; Jong-Whoa Na

Tel: +82-2-2209-3671

E-mail: jwna21@gmail.com

## I. 서론

최근 항공전자시스템 개발에서 비용절감 및 안전인증(safety certification)을 지원하는 방법의 하나로 모델 기반 설계(model-based design)기법을 사용한다. 항공전자시스템의 안전 입증은 SAE ARP4761 (민간 항공 시스템 및 장비 안전성 평가 프로세스 수행 방법 및 지침)의 안전 분석 절차를 사용한다 [1]. 모델 기반 설계방법론을 안전 분석에 사용하면, 시스템 개발 초기단계에 안전 분석 결과를 확보할 수 있다 [2].

모델 기반 설계에서 한 종류의 시뮬레이터만 사용하면 모델 개발은 용이하지만, 설계 결과가 모델이 기술된 범위로 제한되어 분석결과마저 제한된다. 일반적으로 시뮬레이터 환경이 지원하는 범위 내에서 설계 요구사항을 설계 모델 제작에 반영할 수 있다. 이렇게 한 종류의 시뮬레이터로만 제작된 모델을 이용하여 기능 분석 및 안전 분석을 시행하면 분석결과와 정확성도 제한적인 문제점이 발생한다.

모델 기반 설계를 이용하여 항공기 및 항공전자 장비(아이템)의 성능 분석 및 안전성 분석을 지원하기 위하여 이중의 시뮬레이터를 연동하는 멀티 도메인(multi-domain) 시뮬레이션 환경을 개발하였다. 멀티 도메인 시뮬레이션 환경은 비행시뮬레이터와 모델시뮬레이터를 연동하여 구축한다. 항공전자 장비 아이템의 성능 및 안전성 분석은 모델시뮬레이터를 이용하여 수행하고, 항공기 수준의 검증은 비행 시뮬레이션 환경을 사용한다[3,4]. 모델시뮬레이터는 비행시뮬레이션에서 전달한 항공기 정보를 사용하여 항공전자 모델을 구동한다. 비행시뮬레이터는 항공기 모델이 항행 과정에서 생성하는 상태, 위치, 제어 정보를 모델시뮬레이터에 전달한다. 항공전자 모델의 구동 결과는 비행시뮬레이터로 피드백 되어 항공기 비행제어에 반영된다. 비행시뮬레이터를 사용하여 부품 및 시스템 수준은 물론 항공기 수준에서 항공전자시스템의 기능검증과 성능확인 가능하다. 또한 항공전자시스템의 안전성 분석에 필요한 FMEA, FTA의 고장자료를 실험적으로 도출하여, 경험에 의한 분석절차를 보완 할 수 있다.

본 논문은 대기자료 컴퓨터(ADC; air data computer)와 통합 다기능프로브(IMFP; integrated multi-function probe)을 항공기 수준에서 검증 할 수 있는 멀티 도메인 시뮬레이션 환경을 제시한다. ADC와 IMFP 모델은 Matlab/Simulink로 개발하였고, 항공기 수준에서 모델을 검증하기 위해서 비행시뮬레이터인 X-Plane 10을 사용하였다. 또한 Matlab/Simulink와 X-Plane은 연동하기 위한 시뮬레이터 인터페이스 소프트웨어를 개발하였다. 비행시뮬레이터는 항행 중인 항공기 모델에서 측정된 대기 속도, 압력 고도, 받음각(AoA; angle of attack) 데이터를 IMFP 모델에 전달한다. IMFP 모델은 float 형태의 대기 자료를 역산하여, 고도와 속도에 따른 정압과 동압 값을 산출한다. 정압과 동압, 온도 값을 ADC 모델에 입력되어 대기자료(충격압, 수정 대기속도, 진대기속도, 마하 수, 대기온도, 공기밀도 수)를 생성한다. ADC에서 산출한 대기 자료는 시뮬레이터 인터페이스를

거쳐, X-Plane의 계기판에 출력된다. 시뮬레이션 환경을 검증하기 위해서, 미국 로스앤젤레스 공항에서 호손 공항까지의 비행경로를 채택하여 모의 비행시험을 수행하였다. 수행결과 IMFP 모델에서 산출된 대기 자료를 항공기의 임무 수행 중 확인할 수 있었으며, 대기자료 오차는 0.1%이내로 측정 되었다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서는 모델기반 설계기법과 항진 시스템에서의 모델기반 설계연구동향을 설명한다. 3장에서는 대기자료 시스템을 설명하고, 4장에서는 Matlab/Simulink로 개발한 대기자료 시스템 모델과 X-Plane과 Matlab/Simulink를 연동한 멀티 도메인 시뮬레이션 환경을 설명한다. 5장에서는 모의 비행시험환경에서 대기자료 컴퓨터 모델의 기능을 확인하고, 대기 자료의 정밀도를 분석하였으며, 6장은 논문 결론을 맺는다.

## II. 모델기반 통합시뮬레이션 현황

항공전자시스템의 복잡성을 극복하고 개발 기간 및 비용을 단축하기 위해, 모델기반 설계의 중요성이 강조되고 있다 [4]-[9]. 모델기반 설계는 계층적 접근기법의 상위 단계에서, 시스템을 명세와 수학적 기법을 적용하여 가시성 있는 모델로 구조화한다. 모델은 시스템의 특성과 기능을 확인할 수 있는 실행 가능한 사양(specification)이 된다. 모델을 실행하면, 설계와 동시에 실제 하드웨어 없이도 요구기능을 검증할 수 있다. 또한 시스템의 예상되는 결함과 안전성 문제를 식별하고 개선할 수 있다. 항공 분야에서는 모델기반 설계를 적극 도입하고 있으며, RTCA DO-178C, DO-331 등의 표준화를 통해 모델기반 설계와 검증에 대한 기술적/절차적 가이드라인을 제시한다. Esterel Studio社의 SCADE, IBM社의 Rhapsody, Mathworks社 Matlab/ Simulink와 같은 상용 소프트웨어가 모델기반 설계환경을 지원한다. 상용 소프트웨어를 사용하여 여러 시스템의 모델기반으로 개발되었다. 모델 기반설계기법을 도입하고 개발한 주요 항공전자 시스템의 적용범위와 효과는 표1로 확인할 수 있다.

기존 항공전자 시스템 개발에서 모델 기반 설계기법을 적용하여 기능을 검증한 연구가 수행되었다. Time triggered ethernet의 기능과 성능을 분석하기 위해 AADL(architecture analysis & design language)로 모델링하고, 시뮬레이션을 수행하였다 [5]. 시뮬레이션 결과를 분석하여, 모델의 기능검증과 정밀한 운용 시간 측정결과를 제시하였다. 항공기 Power line communication(PLC) 시스템의 물리계층의 기능과 안전기능을 분석하기 위해 모델기반 분석을 수행하였다 [6]. Matlab/Simulink 시뮬레이션 환경에서 모듈 내부의 핵심 연산을 C함수로 개발하고, 기능을 검증과 Xilinx system generator(SysGen)을 사용하여 합성 가능한 VHDL 코드를 생성하였다. 두 연구 모두 항진시스템 모델의 기능 검증을 위한 분석을 수행하였지만, 항공기 수준 또는 조종사 임무 수준에서의 시스템 검증을 제시하지는 못하였다.

표 1. 모델기반설계기법 도입 현황

Table 1. Introduction of model-based design technique.

system developer	tool	Applied target and effects
A340 (Airbus)	SCADE	- 70% Fly-by-wire controls - 70% Automatic Flight controls - 50% Display computer - 40% warning & Maint Computer - 20x reduction in error - Reduced time to market
EC-155/135 Autopilot (Eurocopter)	SCADE	- 90% of Autopilot - 50% reduction in cycle time
DCX Rocket (US Spaceware)	MATRIXx	- Not Stated - 50-75% reduction in cost - Reduction schedule & Risk
Primus Epic Flight control system (Honeywell)	MATLAB Simulink	- 60% Automatic Flight controls - 5x increase in productivity - No coding error - Received FAA certification

모델검증과 항공기 수준의 임무 기반 테스트를 수행하기 위한 연구가 수행되었다. 모델기반 설계 및 시뮬레이션기법을 사용하여 MIL-STD-1553B기반의 항전시스템 개발과 검증을 수행하였다 [7]. Rhapsody를 사용하여 1553B 항공전자 아키텍처를 실행 가능한 SysML 디자인 모델로 개발하였다. 또한 Rhapsody 모델을 사용하여, 항공기 수준의 통합 시뮬레이션을 수행하였다. 최근에는 상용 비행 시뮬레이터인 X-plane과 항공시스템 모델은 연동하여 항공기 수준의 검증을 수행하는 연구도 진행되고 있다. HILS 기반의 검증환경을 구성하여, 비행제어 소프트웨어를 모델기반 설계기법으로 검증하는 연구를 수행하였다 [8]. HILS 환경은 비행제어 임베디드 보드와 X-Plane 비행 시뮬레이터를 연동하여 항공기 수준의 시뮬레이션을 수행한다. 항공기 모델을 사용하여 비행 테스트를 수행하기 위해 이중의 시뮬레이터를 연동하는 연구를 수행하였다 [9]. 시험 환경은 X-plane과 Matlab/Simulink 시뮬레이터를 연동하여, 자동으로 항공기 모델을 테스트하고 자료를 수집하는 기능을 수행한다.

### III. 대기자료 컴퓨터(ADS; air data system)

대기자료 시스템은 항공기 주변의 대기상태를 측정하여, 고도, 속도와 같은 항공기 상태정보를 계산하는 항공전자 장비이다. 모든 항공기, 특히 무인기와 자율비행 항공기는 대기 자료를 기반으로 비행을 제어하므로, 대기자료 시스템은 높은 안전성과 신뢰도가 요구된다. 대기자료 시스템은 (1)항공기 주변의 유체정보를 획득하기 위한 통합다기능감지기(IMFP; integrated multi-function probe)와 (2) 대기 자료를 연산하는 대기 자료컴퓨터(ADC; air data computer)로 구성된다. IMFP는 항공기 주변의 정압(Ps: static pressure), 전압(Pt: total pressure), 온도를 측정한다. 유체의 압력은 (1) 유체 자체의 압력인 정압과 (2) 유체의

흐름에 의한 압력인 동압으로 구성되며, 정압과 동압의 합으로 전압을 구한다. 항공기의 피토-정압프로브(pitot-static probe)는 유동방향과 평행한 방향에서 전압을, 수직인 방향에서 정압을 각각 측정한다. 동압은 피토-정압프로브에서 측정된 전압과 정압의 차로 계산한다. IMFP에서 측정된 압력정보는 대기자료 컴퓨터로 전달된다. ADC는 항공기 주변의 정압과 동압, 온도 정보를 사용하여 항공기의 기압고도(pressure altitude)와 지시 대기속도(indicate air speed)를 계산한다. 기압고도는 고도에 의한 정압 값을 사용하여, 항공기의 고도를 측정된 값이다. 기압고도는 대기권의 각 층(대류권, 성층권, 화학권)에 따라 별도의 계산식을 갖는다. 지시 대기속도는 항공기의 속도계 지침이 지시하는 속도 데이터이다. 지시대기속도는 동압을 사용하여 계산한다. 동압은 공기밀도와 온도에 영향을 받으므로, 음속을 전후로 하여 별도의 계산식을 갖는다. 이 외에도 항공기에 부착된 피토-정압프로브의 오차를 고려한 수정대기속도(calibrated air speed), 항공기의 속도를 음속을 기준으로 환산한 마하수(mach number)(M), 온도와 정압에 의해 수정된 진대기속도(true air speed), 항공기 속도에 의한 대기 압축률이 반영되지 않는 정대기온도(static air temperature), 항공기 주변의 공기밀도 수를 산출 할 수 있다. 대기자료 시스템의 시뮬레이션 모델은 [10]의 대기자료 모델을 기반으로 개발하였다.

## IV. 대기자료 컴퓨터 통합시험환경

### 4-1 통합시뮬레이터 환경

통합시뮬레이션 환경은 이중의 시뮬레이터들을 연동하여, 항공기 수준의 시뮬레이션 수행한다. 통합시뮬레이션 환경은 (1) 항공전자 모델 시뮬레이터, (2) 비행시뮬레이터, (3) 시뮬레이터 인터페이스로 구성된다. 통합시뮬레이션 환경의 구성은 그림1로 확인 할 수 있다.

첫 번째로 항공전자시뮬레이터는 항공전자 모델의 기능과 안전성을 분석하기 위해 사용된다. 항공전자시뮬레이터는 모델기반 설계기능을 지원하는 전용 소프트웨어를 사용한다.

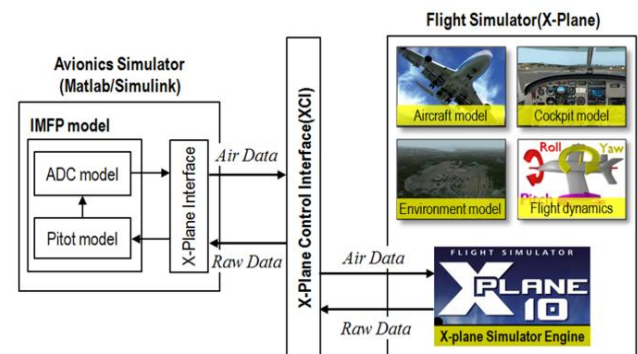


그림 1. 항공기 수준의 항전모델 시뮬레이션 환경  
Fig. 1. Aircraft-level avionics model simulation environment.

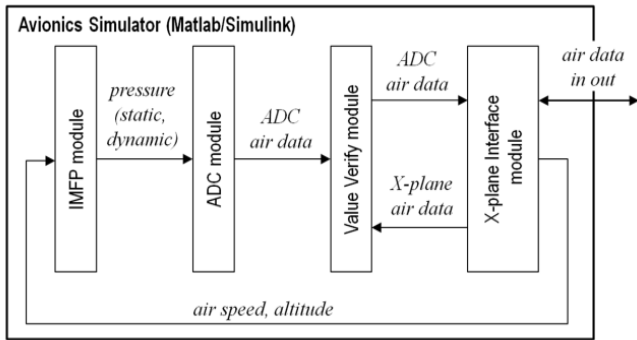


그림 2. 대기자료 컴퓨터 시뮬레이션 모델 구조  
 Fig. 2. Simulation model structure of air data computer.

본 연구에서는 Matlab/Simulink을 사용하여 대기자료 시스템 모델을 개발 하였다. 두 번째로 비행시뮬레이터는 항공기와 항공역학 모델을 사용하여 비행임무를 실행한다. 통합시뮬레이션 환경은 항공전자시뮬레이터와 비행시뮬레이터를 연동하여, 항공기 수준에서 임무중심의 검증을 수행할 수 있다. 항공기 수준에서 시뮬레이션을 수행하면, 시스템 운용과정에서 발생 가능한 환경, 및 인적 영향을 분석 할 수 있다. 비행 시뮬레이터로 Laminar Research에서 개발한 X-Plane 상용 비행 시뮬레이션 엔진을 사용하였다. X-plane은 다양한 항공기 모델과 정교한 항공역학 모델, BEM(blade element method) 공력모델을 사용하여, 사실성 높은 비행 시뮬레이션이 가능하다[11]. X-plane은 전 세계 공항 정보와 avionics, fuel system 등의 모듈을 내장하고, 임무 기반의 테스트 환경 구축이 가능하다. 또한 풍양, 풍속 및 윈드 시어(wind shear), 난기류(turbulence, NASA dryden) 모델을 사용하여 다양한 환경에서 대기자료 시스템 모델을 시험할 수 있다. X-Plane은 항행 중의 항공기의 비행 상태, 환경 및 제어 정보를 실시간으로 관리하며, UDP 통신을 사용하여, 실시간으로 조회 할 수 있다. X-Plane은 항공기의 속도정보, 날씨 및 항공기에 의한 대기정보, 압력, 항공기 자세 및 제어 정보 등 131개의 정보를 확인 할 수 있다.

마지막으로 시뮬레이터 인터페이스(XCI; X-Plane control Interface)는 항공전자시뮬레이터(Matlab/Simulink)와 비행시뮬레이터(X-plane)를 연동하는 기능을 수행한다. XCI는 통합시뮬레이션을 수행하기 위해, (1) 항공기 모델의 데이터 포맷 번역과 (2) 항공전자시뮬레이터와 비행시뮬레이터 사이의 흐름을 제어하는 기능을 수행한다.

4-2 대기자료 시스템 Matlab/Simulink 모델

대기자료 컴퓨터와 통합다기능프로브를 Matlab/Simulink를 사용하여 모델로 개발하고, 항공기 수준의 검증환경을 구성하였다. 대기자료 모델은 [10]에서 제시한 대기자료 산출 연산식을 사용하여 개발하였다. 대기자료 모델은 (1) IMFP 모델, (2) ADC 모델, (3) 통합시뮬레이션 지원모듈로 구성한다. 대기자료 컴퓨터 모델의 전체 구성도는 그림 2로 확인 할 수 있다.

표 2. IMFP 모델 계산식

Table 2. Equations of the IMFP model.

IMFP input	Equations of the IMFP
Dynamic pressure	$volt = \left( \rho_0 * \left( \frac{V}{3.6} \right)^2 / 2 \right) * (1/9700)$ <p>(1) V : true air speed, Km/h                      (2) <math>\rho_0</math> : 1.25 kg/m<sup>3</sup></p>
Static pressure	$volt = ((1 - k1 * h)^{k2}) * 5$ <p>(1) k1 : 6.87558 * 10<sup>-6</sup>                      (2) k2 : 5.2559                      (3) h : pressure altitude, ft</p>
Angle of attack	$volt = (AoA) * \left( \frac{1}{20} \right)$

첫 번째로 통합다기능프로브 모델은 정압과 동압, 온도 값을 생성하는 기능을 수행하며, Matlab/Simulink모델은 그림 3으로 확인 할 수 있다. 실제 통합다기능프로브는 항공기 주변의 정압(static pressure)과 전압(dynamic pressure) 데이터를 아날로그 형식의 전압(voltage) 값으로 출력한다. 그러나 비행시뮬레이터에서는 항행 중인 항공기모델 주변의 정압과 전압을 측정하지 않는다. X-Plane는 항행 중인 항공기 주변의 압력 값을 직접적으로 관리하지 않고, 대기속도, 압력고도, 받음각을 직접 계산한다. 그러므로 통합다기능프로브 모델은 X-Plane의 대기속도와 고도정보를 입력 받아 정압과 동압을 계산하도록 구현하였다. 통합다기능프로브 모델에 적용한 계산식은 표 2에 정리되어 있다. IMFP 모델은 대기자료 연산에 필요한 정압과 동압 값을 대기자료 컴퓨터(air data computer)모델로 전송한다.

두 번째로 대기자료 컴퓨터 모델은 정압과 동압, 온도 값으로 대기 자료를 계산하는 기능을 수행하며, Matlab/Simulink 모델은 그림 4로 확인 할 수 있다. 대기자료 컴퓨터 모델은 아날로그 전압 값을 디지털 데이터로 변환하는 voltage to digital 부와 대기 자료를 연산하는 air data computation 부로 구성된다. Voltage to digital 부는 아날로그 형식의 동압과 정압을 디지털 데이터를 변환하는 기능을 수행한다.

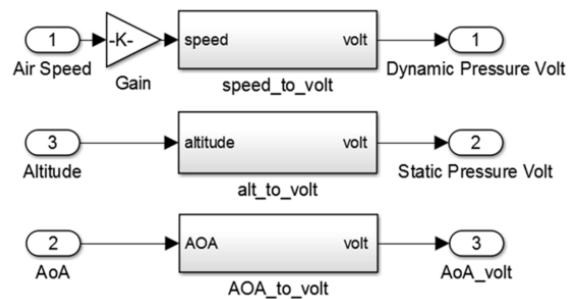


그림 3. Matlab/Simulink 통합다기능프로브 모델  
 Fig. 3. Matlab/Simulink IMFP model.

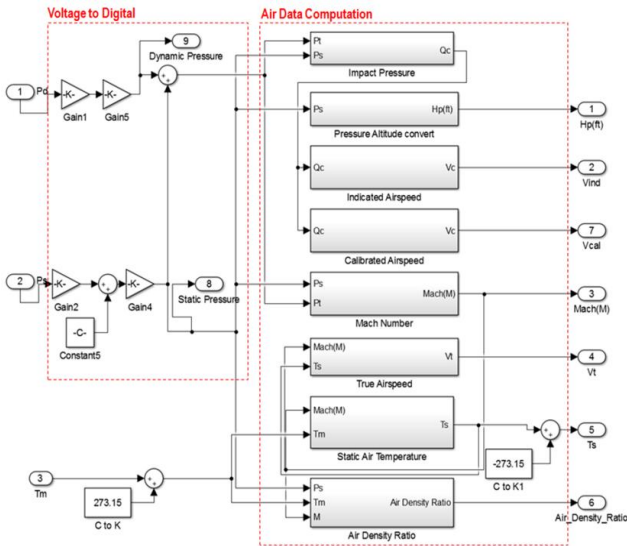


그림 4. Matlab/Simulink 대기자료 컴퓨터 모델  
 Fig. 4. Matlab/Simulink air data computer model.

Air data computation 부에서 생성되는 대기 자료는 (1) 충격 압(impact pressure), (2) 기압고도(pressure altitude), (3) 지시대기속도(indicated air speed), (4) 수정대기속도(calibrated air speed), (5) 마하수(Mach number), (6) 진대기속도(true air speed), (7) 정대기온도(static air temperature), (8) 공기밀도 수 (air density ratio) 이다.

마지막으로 통합시뮬레이션 지원모듈은 항공기 수준의 시뮬레이션을 지원하기 위한 기능을 수행하며, value checker와 X-plane 인터페이스로 구성된다. Value checker는 비행시뮬레이터에서 계측된 항공기의 대기 자료와 대기자료 컴퓨터 모델에서 계산된 대기 자료를 비교하는 기능을 수행한다. X-plane 인터페이스는 비행시뮬레이터와 Matlab/Simulink 모델을 연동하기 위한 데이터통신 기능을 수행한다. Matlab/Simulink 모델과 비행 시뮬레이터는 UDP 통신으로 연결된다.

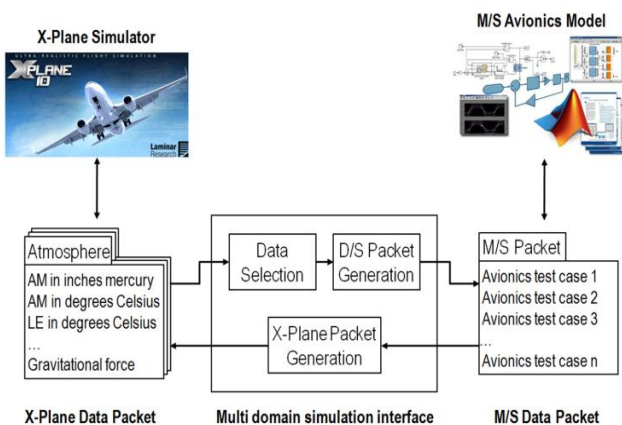


그림 5. 비행시뮬레이터와 항전모델 연동구성  
 Fig. 5. Inter-working configuration of the flight simulator and the avionics simulator.

### 4-3 X-Plane Control Interface(XCI)

XCI는 항공전자 시뮬레이터(Matlab/Simulink)와 비행 시뮬레이터(X-plane)를 연동하는 기능을 수행한다. XCI는 통합 시뮬레이션을 수행하기 위해, (1) 데이터 변환, (2) 항전 시뮬레이터와 비행 시뮬레이터 간의 흐름을 제어하는 기능을 수행한다.

첫 번째로 XCI의 데이터 변환은 X-plane와 대기자료 컴퓨터 모델의 송수신 자료를 선별하고, 재구성하는 기능을 수행한다. 그림 5은 시뮬레이터 인터페이스에서의 데이터 변환에 대한 개념도를 설명하고 있다. X-plane는 비행 시뮬레이션에 사용되는 131개의 데이터 패키지 목록을 가지고 있다. 각 데이터 패키지는 최대 8개의 정보를 담고 있으며, 각 정보는 36byte(4byte 인덱스, 32byte 값)의 데이터를 저장할 수 있다. XCI는 비행 시뮬레이터에게 항전 시스템 모델의 임무에 필요한 정보를 요청하면, 비행 시뮬레이터는 각 정보를 포함하는 데이터 패키지 목록들을 송신한다. XCI는 수신된 패키지 목록들에서 항전 시스템 모델의 기능 검증에 사용할 수 있는 데이터를 선별한다. 선별된 데이터들을 단일 패키지로 구성하여, 항공전자 시뮬레이터로 전송한다. 항공전자 시뮬레이터의 대기자료 컴퓨터 모델에서 산출한 데이터는 XCI를 거쳐서 X-Plane에 전달된다.

두 번째로 XCI는 X-plane과 Matlab/Simulink 간의 데이터 흐름을 제어하는 역할을 수행한다. XCI에서 비행 시뮬레이터와 IMFP 모델 사이에 시퀀스 다이어그램은 그림 6으로 설명한다. X-plane은 항공기 모델을 구동하면, 초당 30 프레임의 비행 상태 및 제어변수를 생성하도록 설정되어 있다. 반면, Matlab/Simulink의 IMFP 모델은 데이터가 인가되어야, 모델구동 및 대기 자료 출력이 가능하다. 즉, IMFP 모델은 XCI로부터 데이터를 전달받아야만 기능을 수행한다. XCI는 X-Plane의 항공기 정보를 수신 받으면, IMFP 모델에 전달한 후 대기자료 수신 대기 상태가 된다. XCI는 대기자료 수신이 완료된 후, X-Plane의 항공기 데이터 수신 대기 상태에 진입한다.

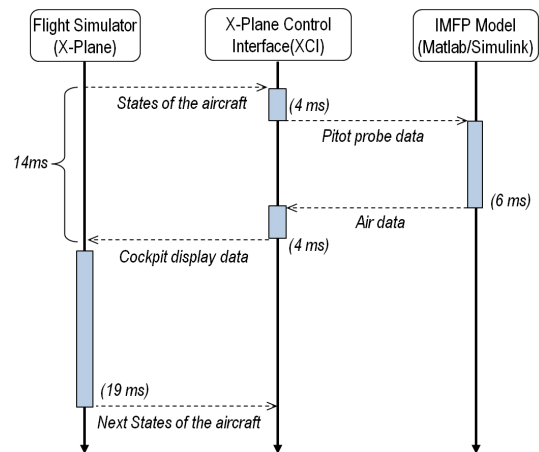


그림 6. 비행시뮬레이터와 항전모델 시뮬레이터의 데이터 흐름도  
 Fig. 6. A sequence diagram of the flight simulator and the avionics simulator.



그림 7. 통합 시뮬레이션 환경  
Fig. 7. Integrated simulation environment.

IMFP는 항공기 정보를 전달받고, 대기자료 산출 후, X-Plane에 전달하기까지는 약 14ms가 소요되는 것으로 측정되었다. 통합 시뮬레이션 환경에서 IMFP 모델은 최대 프레임은 66프레임까지 X-Plane의 항공기 정보를 처리할 수 있다.

## V. 시험환경 및 결과분석

### 5-1 통합 시뮬레이션 환경구성

통합 시뮬레이션 환경은 비행시뮬레이터 컴퓨터와 항공전자 모델구동 컴퓨터로 구성한다. 통합 시뮬레이션 환경은 그림 7로 확인할 수 있다. 비행 시뮬레이터 컴퓨터(그림7 좌)는 X-Plane 10를 구동하고, 하드웨어 사양은 i7-4790 3.6 GHz, 8G 램 메모리의 windows7 OS 이다. 항공전자 모델구동 컴퓨터(그림7 우)는 Matlab/Simulink와 XCI(X-Plane control interface)를 구동하고, 하드웨어 사양은 비행 시뮬레이터 컴퓨터와 동일하다. 비행시뮬레이터 컴퓨터와 항공전자 모델구동 컴퓨터는 UDP 통신으로 비행자료를 송수신 한다. 실험자는 비행시뮬레이터 컴퓨터의 X-Plane을 구동하여, 실제 항공기의 비행 시나리오를 연출한다. 또한 실험자는 X-Plane의 계기판으로 항공기의 압력고도, 지시대기속도, 온도를 확인한다. 대기자료 컴퓨터 모델의 기능고장이 발생하면, 실험자는 즉각적으로 항공기 모델의 계기판에서 오동작 상황을 관찰할 수 있다.

항공전자 모델구동 컴퓨터는 Matlab/Simulink로 대기자료 컴퓨터 모델을 처리하면서, 산출되는 자료 값을 그래프로 출력한다. 대기자료 컴퓨터 모델의 결과와 X-Plane에서 수신 받은 자료를 비교하여, 개발내역의 기능을 확인할 수 있다. 대기자료 컴퓨터 모델의 기능을 검증하기 위한, 미국 로스앤젤레스국제공항부터 호손지역공항까지의 5.14Km 구간에서 모의 비행 시험을 수행하였다.

그림 8은 항공기 모델이 비행하는 경로를 도식하였다. 모의 비행은 P-180 avanti ferrari 항공기 모델을 사용하여 이륙, 항행, 착륙의 3단계로 구분한다. (1) 이륙임무는 항공기 기동 후 43초 동안, 약 350ft상공까지 상승한다. (2) 항행 임무는 평균 140 속도로 목적지인 호손지역공항까지 비행한다. (3) 착륙 임무에 돌입하여 항공기를 활주로에 착지시킨다. 총 비행시간은 160초이며, 실험자가 직접 비행제어 컨트롤러를 사용하여 항공기 모델

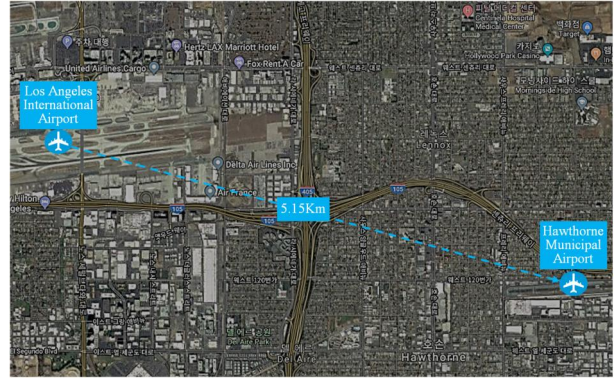


그림 8. 비행시뮬레이터 모의비행 경로  
Fig. 8. Mock flight path in the flight simulator.

을 제어하고, 대기 자료를 수집한다. 비행 시험 중 대기자료 컴퓨터 모델의 기능은 X-Plane의 계기판과 Matlab/Simulink의 그래프로 확인한다.

### 5-2 시험결과 분석

대기자료 컴퓨터 모델의 비행자료와 X-Plane에서 관리하는 비행자료를 비교하여, 모델의 기능을 검증한다. 항공기의 비행 단계(이륙, 항행, 착륙)에 따라, 대기 자료의 변화를 관찰하였다. 파일럿은 항공기모델의 계기판으로 (1)기압고도(pressure altitude), (2) 지시대기속도(indicated air speed), (3) 정 대기온도(static air temperature)를 확인할 수 있다. 대기 자료들의 비교 결과는 그림 9, 10, 11에서 확인할 수 있다. 그래프는 항공기가 이륙하는 시점부터 지면에 착륙하는 시점까지 약 160초 동안 데이터를 수집한 결과이다. 그림은 비행 시나리오에 따라 43초까지 이륙, 43~87초까지는 항행, 87~160초까지는 착륙상황에 따른 대기 자료의 변화를 보여준다. 그림의 청색 실선은 비행시뮬레이터, 적색 실선은 대기자료 컴퓨터 모델에서 수집한 대기자료이다.

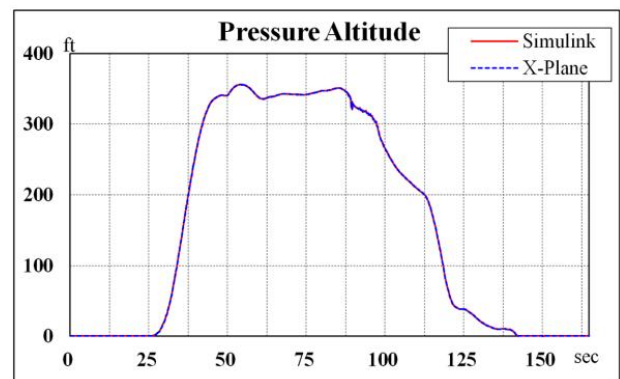


그림 9. 항공기 수준에서의 압력고도 시뮬레이션 결과  
Fig. 9. Results of the pressure altitude in the aircraft-level simulation.

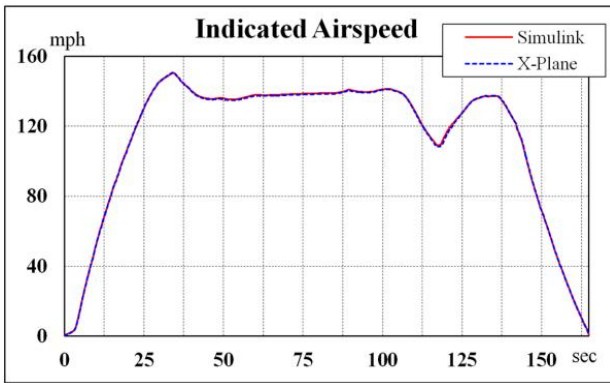


그림 10. 항공기 수준에서의 지시대기속도 시뮬레이션 결과  
 Fig. 10. Results of the indicated airspeed in the aircraft-level simulation.

(1) 압력고도(pressure altitude)는 항공기 이륙과 동시에 340ft 까지 상승하며, 항행 상태에서 고도를 유지한다. 항공기 착륙입 무가 시작되면 고도 값을 점진적으로 감소시킨다. 비행시뮬레이터와 대기자료 컴퓨터 모델의 압력고도 값의 변화는 그림 9 에서 확인 할 수 있다. 대기자료 컴퓨터 모델과 비행시뮬레이터의 압력고도는 평균 0.01844ft 오차 내에서 근접한 결과를 보이고 있다. (2) 지시대기속도는 항공기 이륙과 동시에 최대 155mph까지 증가하며, 항행 상황에서 평균 150mph를 유지한다. 항공기의 착륙 기동을 수행하면, 속도가 점차 감소하는 것을 확인 할 수 있다. 비행시뮬레이터와 대기자료 컴퓨터 모델의 지시대기속도 값의 변화는 그림 10에서 확인 할 수 있다. 대기 자료 컴퓨터 모델과 비행시뮬레이터의 압력고도는 평균 0.31793mph 오차 내에서 근접한 결과를 보이고 있다. (3) 온도는 항공기 이륙 초기에는 섭씨 14.7도를 유지하지만, 고도가 상승하면서 14.0도까지 내려간다. 항행 상황에서 온도를 유지하며, 항공기 착륙기동을 수행하면서 상승한다. X-Plane의 온도 값은 항공기 주변에서 측정되는 대기 온도 값이고, Simulink의 온도 값은 속도에 대기 압축률을 반영한 정 대기온도(static air temperature)이다. 대기자료 컴퓨터 모델과 비행시뮬레이터의 온도는 평균 0.01934C 오차 내에서 근접한 결과를 보이고 있다.

## VI. 결 론

본 논문에서는 항공기에 탑재되는 대기자료 컴퓨터를 모델 기반 설계로 구성하고, 항공기 수준에서의 설계목표기능과 안전필수 기능을 검증할 멀티 도메인 시뮬레이션 환경을 연구하였다. 제시한 시뮬레이션 환경을 구현하기 위해, 항공기 모델을 탑재한 X-plane과 대기자료 모델을 구성한 Matlab/Simulink, 두 시뮬레이터를 연동하기 위한 시뮬레이터 인터페이스를 연동하였다. 시뮬레이션 환경을 검증하기 위해, 항공기 모델에 임무(이륙, 항행, 착륙)를 부여하고, 각 임무 수행중의 대기자료 컴퓨터의 기능을 확인하였다.

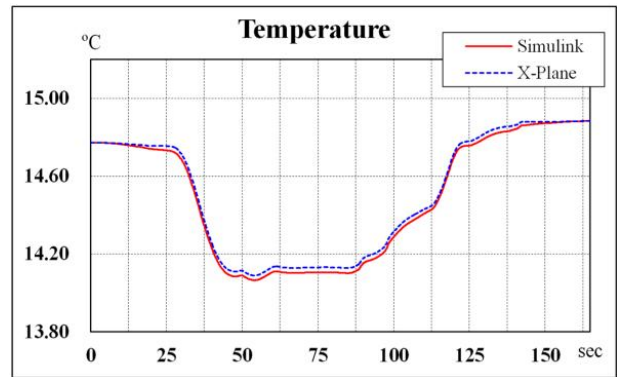


그림 11. 항공기 수준에서의 온도 시뮬레이션 결과  
 Fig. 11. Results of the temperature in the aircraft-level simulation.

연구내용을 활용하면 (1) 항공기 수준의 시뮬레이션을 수행하여 항전장비 인증에 필요한 개발 기간 및 비용을 절감할 수 있으며, (2) 모델을 대상으로 한 테스트 케이스 기반의 정적 시험과 함께, 조종 장치를 이용한 동적 시험이 가능하고, (3) 항공 전자 시스템의 고장 모드에 따른 항공기 수준에서의 영향을 시험적으로 관찰하고, 대응방안을 제시할 수 있다. 개발된 멀티 도메인 시뮬레이션 환경을 사용하여, 항전 장비의 기능검증과 이외에도 안전인증을 위한 FTA (fault tree analysis), FMEA (Failure mode effect analysis) 등의 분석에 활용 할 수 있다.

## Acknowledgement

본 연구는 산업통산자원부 항공우주부품기술개발사업의 연구비 지원(10067079:초음속 항공기 장착용 원뿔형 다기능 통합 대기자료 시스템 개발)에 의해 수행되었습니다.

## References

- [1] Guidelines and methods for conducting the safety assessment process on civil airborne systems and equipment, Society of Automotive Engineers Inc, USA, ARP4761, 1996.
- [2] V. Socci, "Implementing a model-based design and test workflow," in *Proceeding of the 2015 IEEE International Symposium on System Engineering*, Rome: Italy, pp. 1-5, 2015.
- [3] F. Khan, O.F.Ker, T.Sreenuch, A. Tsourdos, "Multi-domain modeling and simulation of an aircraft system for advanced vehicle-level reasoning research and development," *International Journal of Advanced Computer Science and Applications*, Vol. 5, No. 4, pp. 86-96, 2014.
- [4] C. Lombardo, I. Miller, J. Wallace "Studying the interaction of UAS and human pilots using the X-Plane flight

simulator,” in *Unmanned Aircraft Systems Conference (ICUAS 2016)*, Arlington: VA, pp. 557-561, 2016.

[5] T. Robati, A. E. Kouhen, A. Gherbi, J. Mullins, “Simulation-based verification of avionic systems deployed on IMA architectures,” in *Proceeding of the 18th International Conference on Model Driven Engineering Languages and Systems*, Ottawa: Canada, pp. 1-4, 2015.

[6] J. Wassner, S. Dominiak, J. M. Paya “Model-based design of an avionics power line communications physical layer,” in *Proceeding of the 34th International Conference on Digital Avionics Systems Conference on Digital Avionics Systems*, Prague: Czech, pp. 1-11, 2015.

[7] H. Graves, S. Guest, J. Vermette, Y. Bijan, H. Banks, G. Whitehead, B. Ison, “Air vehicle model-based design and simulation pilot,” in *Proceeding of the Simulation Interoperability Workshop on Simulation Interoperability Standards Organization*, Orlando: FL, pp. 1-12, 2009.

[8] D. I. Han, Y. S. Kim, C. Y. Lee, D. W. Lee, K. R. Cho, “A study on verify of UAV flight control software simulated flight using model-based development and X-plane simulator,” *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 43, No. 2, pp. 166-171, 2015.

[9] I. W. Kim, T. J. Park, S. J. Yoon, “A study on QTG (qualification test guide) generation for a flight training device to be qualifiable at FAA level 5,” *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 44, No. 12, pp. 1035-1042, 2016.

[10] R. P. G. Collinson, *Introduction to Avionics Systems*, 3th ed, Dordrecht, Netherlands: Springer, 2011.

[11] XPLANE11. How X-Plane Works [Internet]. Available: <http://www.x-plane.com/desktop/how-x-plane-works/>



**이 동 우 (Dong-Woo Lee)**

2014년 8월: 한국항공대학교 항공전자공학과 (공학박사)  
2014년 ~ 현재: 한국대학교 항공전자연구소 연구원  
※관심분야: 고신뢰성 시스템, 영상처리, 항공전자, 안전설계 및 검증



**이 재 용 (Jae-yong, Lee)**

2016년 8월: 한국항공대학교 항공전자공학과 (박사수료)  
2018년 ~ 현재: 디앤사인 기술연구소 선임연구원  
※관심분야: 고신뢰성 시스템, 항공전자, 안전설계 및 검증



**나 종 화 (Jong-Whoa Na)**

1995년 2월: 아리조나대학교(미) 컴퓨터공학과 (공학박사)  
2005년 ~ 현재: 한국항공대학교 항공전자 및 정보통신공학부 교수  
※관심분야: 컴퓨터 시스템, 영상처리, 고신뢰성 시스템