

論文

소형항공기를 위한 FBW 시스템과 비행운영 프로그램 개발

이승현*, 김응태*, 성기정*

FBW System and Operational Flight Program
Development for Small Aircraft

Seung-Hyun Lee*, Eung Tai Kim* and Kijeong Seong*

ABSTRACT

To have the competitiveness in the future worldwide small aircraft market, we should be able to develop the aircraft which is highly safe, easy to fly, and having excellent flight characteristics. FBW(Fly-By Wire) system is essential for the enhancement of flight safety and control easiness. FBW system that has been applied only to the modern fighter and transport aircraft is recently applied to smaller aircraft such as regional aircraft, business aircraft and even small aircraft.

The purpose of this research includes the development of flight control computer, the definition of FBW system component, the design concept of each component for redundant management, OFP(Operational Flight Program) development, FBW system integration and HILS(Hardware In-the Loop Simulation) verification environment to test this FBW system.

Key Words : FBW(전자식 비행제어시스템), Small Aircraft(소형항공기), Redundancy Management(다중화 관리), OFP(비행운영 프로그램)

1. 서 론

FBW 시스템은 항공기 기동성과 안정성 향상, 무게 절감 등 여러 가지 장점을 가지고 있어, 최신 개발된 대부분의 항공기의 탑재되고 있다. 또한, FBW 시스템을 적용한 헬리콥터 NH-90, ANSAT 등이 운항 중에 있으며, Osprey와 같이 불안정한 동특성을 가지는 틸트로터(Tilt-Rotor) 항공기에는 FBW 시스템이 필수적으로 적용되고 있다.

민간 여객기의 경우 Airbus사는 A320기종, Boeing사는 B777기종에 FBW 시스템을 적용한 이후로, 후속으로 개발되는 모든 여객기에서 FBW 시스템을 채택하고 있다. 최근에는 점점 작은 여객기로 FBW 시스템이 적용되는 범위가 늘어나고 있으며, 그 대표적인 항공기로 GulfStream사 G650와 Dassault사의 Falcon-7X가 있다. [1][2]

G650은 2개의 비행제어 컴퓨터로 구성된 주 비행제어시스템과 동일한 구성으로 백업 비행제어 시스템을 사용하여 4중화 되어있으며, 전기식 백업 Hydrostatic 작동기를 사용하여 신뢰도를 높였다. Falcon-7X의 FBW 시스템은 3개의 주 비행제어컴퓨터와 부 비행제어컴퓨터로 구성되어 있고, 5대의 비행제어컴퓨터가 고장 날 경우에는 남은 한 대의 비행제어컴퓨터로 비행하지 않고,

2012년 11월 30일 접수 ~ 2013년 03월 15일 심사완료
논문심사일 (2012.12.07, 1차), (2013.03.13, 2차)

* 한국항공우주연구원 항공연구본부 항공제어전자팀
연락처, E-mail : snuace05@gmail.com
대전시 유성구 과학로 115

수동으로 전기식 피치 트림과 아래쪽 러더를 조작하여 비행을 유지하도록 설계되었다.

본 논문에서는 소형항공기에 적용 가능한 비행 제어컴퓨터 개발, FBW 시스템 구성요소 정의 및 다중화 방안, 비행운영 프로그램 개발, 전체 FBW 시스템 통합, 그리고 이를 검증할 HILS 시스템 구성에 대해서 기술하였다.

2. FBW 비행제어시스템 설계

2.1 신뢰도 조건

민간 소형항공기를 위한 FBW 시스템은 FAR 23에서 요구되는 신뢰도 요구조건을 만족시켜야 한다. FAR AC 23.1309-1C 규정에 의하면 6000lb 이하의 단발 피스톤 항공기의 비행제어시스템 고장으로 인한 비행체 손실확률이 비행시간당 10^{-6} 보다 작으면 되지만, 6000lb 이상의 소형항공기에 허용되는 비행체 최대 손실확률은 10^{-8} 이다. T-50과 같은 군용 제트기에서 요구되는 보다 10^{-7} 보다 더 작다. 즉 민간용 소형항공기가 군용 항공기보다 가격은 낮지만, 신뢰도는 더 높아야한다. 따라서 소형항공기를 위한 FBW 시스템은 가격이 저렴하면서도 높은 신뢰도를 유지할 수 있도록 개발되어야 한다. [3]

2.2 전체 시스템 구성

2.1 절에 언급한 높은 신뢰도 조건을 만족하기 위해 소형항공기를 위한 FBW 시스템을 3중화 시스템 개념으로 설계하였다. 따라서 비행에 치명적인 비행제어컴퓨터(FCC), 관성항법장치(AHRS), 그리고 대기자료컴퓨터(ADC)는 3중화로, 다른 장치들은 2중화로 설계하였다. FBW 시스템의 전체구조는 Fig.1과 같이 비행제어컴퓨터(FCC), 조종입력장치(CID), 작동기 시스템, 비행센서(AHRS, ADC, GPS, NAV), 그리고 비행제어패널(FCP)로 구성 된다.

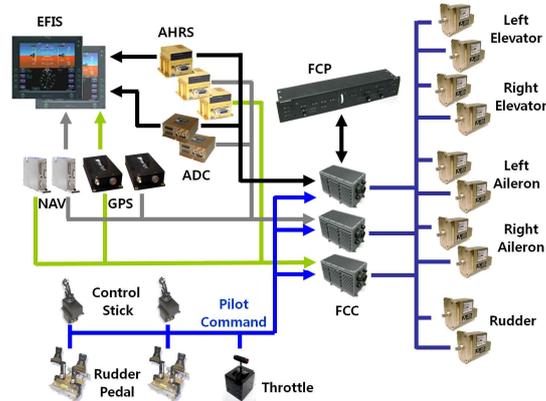


Fig. 1 FBW 시스템 구성

2.3 비행제어컴퓨터

비행제어컴퓨터는 동일한 세 개의 컴퓨터로 구성이 되며, CCDL(Cross Channel Data Link)을 통하여 서로의 정보를 교환한다. 비행제어컴퓨터에 탑재된 자기진단시험(Built-In Test) 기능을 통하여 자체 고장을 판단하고 알리는 신호를 출력할 수 있다. 또한 각 컴퓨터는 기능적, 전기적 특성을 고려하여 독립된 보드로 분할하고 이들을 PCI 보드로 연결하는 구조로 설계하여 회로 수정이 용이하도록 하였다. [5]

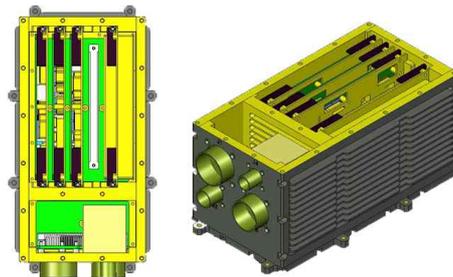


Fig. 2 비행제어컴퓨터 내부형상

Fig. 2는 비행제어컴퓨터의 내부형상을 나타낸다. 비행운영 프로그램이 탑재되는 CPU 보드, 외부 인터페이스를 담당하는 2장의 ADIO 보드, 전원공급보드, 그리고 보드들을 물리적, 전기적으로 연결해주는 마더보드로 구성되어 있다.

2.4 조종입력장치

조종입력장치는 조종간과 러더페달 그리고 스톱 레버로 구성된다. FBW 시스템은 조종입력장치가 조종면과 기계적 링크지로 연결되어 있지

않고, 조종입력장치의 변위를 나타내는 전기적 신호를 비행제어컴퓨터에 전달되도록 연결되어 있다. 만약 조종입력장치의 변위센서에 고장이 발생하는 경우, 치명적인 사고로 이어지므로, 신뢰도가 높은 변위센서인 RVDT(Rotary Variable Differential Transformer)를 각 조종입력장치에 3개씩 장착하여 설계하였다.

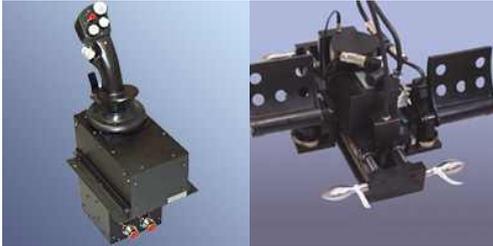


Fig 3. 능동형 조종간과 페달

초기 FBW 시스템에는 수동형(Passive) 조종간을 장착하였으나, 최근에는 능동형(Active) 조종간을 장착하여 조종성 및 안전성을 향상시키는 추세이다. 본 연구에서는 조종석에는 수동 조종간을 장착하고, 부 조종석에는 능동형 조종간을 장착하여, 항공기가 일정 비행 영역을 유지하도록 하는 비행영역보호 알고리즘을 검증할 수 있도록 설계하였다. Fig. 3은 능동형 조종간과 러더 페달을 나타낸다.



Fig 4. 오토스토틀

Fig. 4의 스토틀 레버는 오토스토틀로 항공기가 Auto-pilot 모드일 때, 필요 따라서 스토틀 레버를 스스로 움직여 제어할 수 있는 장치이다. 스토틀 내부에 장착된 RVDT 센서 신호가 비행제어컴퓨터를 통해 FADEC(Full Authority Digital Electronics Control)으로 전달되어, 엔진의 연료 밸브를 제어하여 항공기의 추력을 조절할 수 있다.

2.5 작동기 시스템

본 연구에서 채택한 Moog 935모델 작동기 2대에 각각 전자클러치를 설치하여, Fig. 5와 같이 Active/Standby 방식의 작동기 다중화를 구현하였다. 이 방식은 한 조종면에 대해서 두 개의 작동기가 연결되어있고, 1번 작동기에만 클러치 연결되어있는 상태에서, 작동기 고장이 탐지되었을 경우, 2번 작동기의 클러치가 연결되고, 1번 작동기 클러치는 연결이 해제되어 작동기 전환이 이루어지는 방식이다. 작동기 고장이 없을 경우, 항상 1번 작동기를 통해서 조종면을 움직이며 클러치만 떨어진 상태로 2번 작동기 또한 1번 작동기와 동일한 변위로 움직인다.

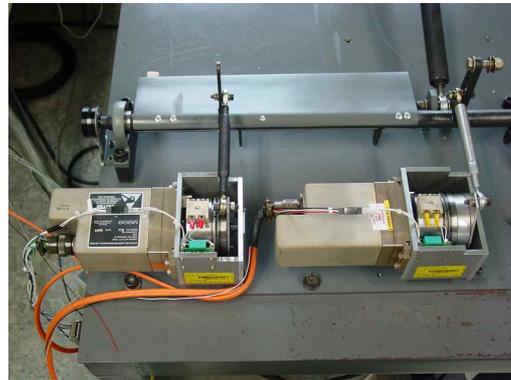


Fig 5. 전자식 클러치 작동기 시스템

3개의 비행제어컴퓨터에서 생성된 작동기 구동 명령은 ARINC429 통신을 사용하며 VRM(Voting Relay Module)을 거쳐 각 작동기로 전달된다. 만약 비행제어컴퓨터에 고장이 발생하였을 경우, 다중화 알고리즘에 의해 작동기 신호 Voting 통해서, 어느 비행제어컴퓨터의 작동기 출력을 사용할지 결정하게 된다. 비행제어컴퓨터가 모두 고장 나는 경우를 대비하여 조종사 명령신호를 작동기에 직접 전달하는 DACD(Direct Actuator Control Device)를 고려하였다. DACD는 각 조종입력장치에 장착된 3개의 RVDT 출력신호를 Voting 한 후 작동기 구동신호로 변환시키는 장치로서, 조종사의 조종입력장치에만 연결한다. 이 장치를 사용한 작동기 명령 신호 연결도는 Fig. 6과 같다. 3개 비행제어컴퓨터에 모두 고장이 발생하고 조종사가 이를 감지하게 되면, 수동 모드 스위치를 작동시켜 DACD에서 출력되는 조종사 명령을 직접 작동기에 보내게 된다. 수동 모드에서는 비행제어컴퓨터에서 구현되는 모든 비

행제어 기능이 동작하지 않기 때문에 조종성이 떨어지지만, 일반적인 소형항공기는 기본적으로 안정적인 동특성을 보유하기 때문에 무리 없이 가까운 활주로에 안전하게 착륙할 수 있다.

2.6 비행센서

FBW 시스템에서 필요로 하는 비행 및 항법 센서는 관성항법장치, 대기자료컴퓨터, 위성항법 수신기, NAV 수신기이다. 관성항법장치 또는 대기자료컴퓨터가 고장 날 경우, 비행정보 시현이나 자동 비행이 불가능하기 때문에 각각 3개씩 장착한다. 위성항법수신기와 NAV 수신기가 고장 날 경우, 위치정보 시현과 자동항법이 불가능하지만 비행 유지에는 영향을 주지 않기 때문에 FBW 시스템을 채택하지 않은 일반 항공기와 동일하게 각각 2개씩 장착한다.

2.7 비행제어패널

비행제어패널은 Auto-pilot 기능을 구현하기 위한 여러 비행모드 설정과 목표값 설정을 위한 입력 장치로서 고장 날 경우, Auto-pilot 기능은 사용할 수 없지만, 항공기가 비행제어불능 상태로 들어가지 않기 때문에 단일 시스템으로 구현하여 장착하였다.



Fig. 7 비행제어패널

3. 비행 운영 프로그램

비행 운영 프로그램은 FBW 시스템에서 중요한 부분으로써, 비행제어컴퓨터에 탑재되어 항공기를 효과적이면서 안전하게 제어할 수 있도록 하는데 그 목적이 있다. 이를 위해, 비행 운영 프로그램의 구조는 하드웨어에 이식(ported)되었을 경우에도 소프트웨어 고유의 투명성과 일관성을 유지하도록 설계되어야 한다. 즉, 기존의 응용 소프트웨어에 변화를 가하지 않고 새로운 하드웨어 및 프로세서에 사용이 가능해야 하며, 각 층 사이에 잘 정의된 인터페이스를 갖도록 설계되어 단계적인 층 구조가 소프트웨어의 전체적인 설계에 영향을 미치지 않고 기능 및 하드웨어를 교환할 수 있어야 한다.

위에 내용에 부합하는 비행 운영 프로그램의 실시간 운영체제로 WindRiver사에 VxWorks 5.5를 선택하였다. VxWorks는 이미 국방 및 항공 분야에 많이 사용되며, 그 성능과 안정성을 검증

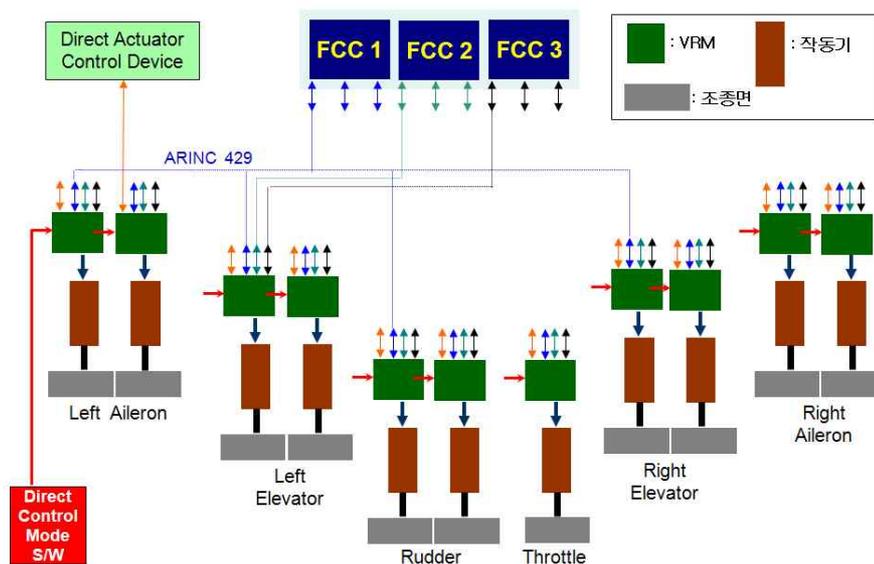


Fig. 6 전체 작동기 명령신호 연결도

받았다.

비행 운영 프로그램은 주기적으로 실행되는 Task관리와 자동코드로 생성된 제어로직을 실행·관리하는 모듈, 입출력장치 인터페이스 모듈, BIT 모듈, 다중화관리 모듈, 장치드라이버와 유틸리티 함수 모듈, 그리고 Simulink 모델로 부터 자동코드생성 기술을 통해 생성된 비행제어 및 센서, 작동기 다중화 알고리즘 모듈로 구성 되어 있다. Fig. 8은 비행 운영 프로그램의 CSCI(Computer Software Configuration Item) 을 나타낸 다이어그램이다.

3.1 운용 모듈

운용모듈은 Main 컴포넌트와 Control 컴포넌트 로 구성되어있다. main 컴포넌트의 경우, task 생성 및 종료, task 스케줄링, task간의 통신, task간의 동기화, 공유메모리 변수관리, 시스템 클럭 관리, semaphore 생성 및 관리 등을 수행 한다. control 컴포넌트의 경우, Simulink Realtime Workshop을 통해 생성된 C언어 코드 와 전체 비행 운영 프로그램을 연결하는 기능을 수행한다.

비행제어 및 센서, 작동기 다중화 알고리즘 모 들 부분은 MathWorks사의 모델기반 설계 (Model-Based Design) 기법을 적용하였다. Matlab Realtime Workshop Embedded Coder를 사용하여 코드를 자동 생성하여, 다른 모듈과의 통합과정을 자동화함으로써 더욱 더 높은 생산성 을 기대할 수 있게 되었다. Fig. 9는 모델 기반 설계를 적용하여 다른 모듈과 통합하는 과정을 나타낸다.

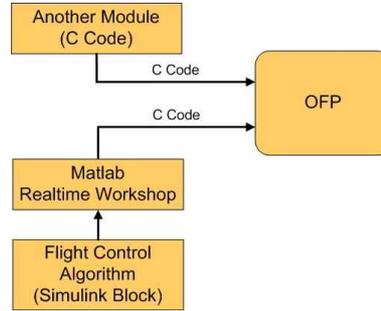


Fig. 9 모델기반설계와 통합

3.2 인터페이스 모듈

인터페이스 모듈은 CID(Control Input Device), Actuator, Sensor, Instrument, CCDL(Cross Channel Data Link) 컴포넌트로 구성 되어있다. CID 컴포넌트는 Pilot, Copilot, Throttle로 나누 어지며, 조종사에게 조종입력을 받아 처리하는 부분이다. Actuator 컴포넌트는 계산된 조종출력 을 작동기의 통신에 맞춰 출력하는 부분이다. Sensor 컴포넌트는 Nav420, ADC로 나누어지며, 각 센서장비에서 측정된 데이터를 받아 처리하는 부분이다. Instrument 컴포넌트는 EFIS, FCP, Warn Light, Switch로 나누어지며, EFIS로부터 받은 정보를 처리하는 부분, FCP와의 통신을 처 리하는 부분, FBW 시스템의 문제가 생겼을 경우 Warning Light를 출력하는 부분, 각종 스위치의 입력을 받는 부분으로 구성된다. CCDL 컴포넌 트는 교차 연결된 다른 FCC와의 데이터 교환을 처리하는 부분으로써, FCC의 다중화에서 있어 중요한 요소이다.

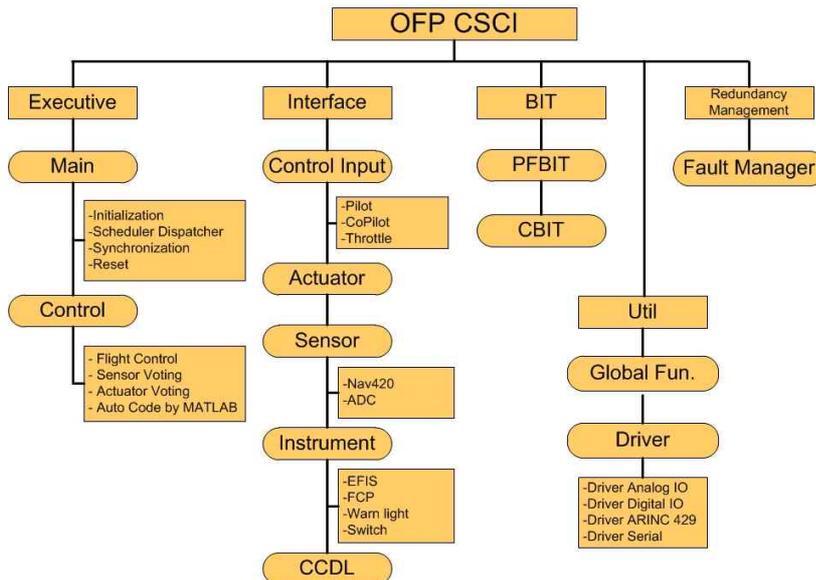


Fig 8. OFF CSCI

3.3 BIT(Build-In Test) 모듈

BIT(Built-In Test) 모듈은 PBIT(Pre-BIT) 컴포넌트, CBIT(Continuous-BIT) 컴포넌트로 구성된다. PBIT 컴포넌트는 FCC에 전원을 인가했을 때, 자동으로 FCC의 입출력 보드들을 검사하여 그 결과를 정해진 메모리 주소에 기록하는데, 그 결과를 읽어와 현재 FCC 하드웨어가 정상인지 판단하는 부분이다. 이 컴포넌트는 운용 프로그램에서 task생성을 하기 전에 실행되며, 만약 이 컴포넌트에서 오류가 발생한다면 운용 프로그램은 중단된다. CBIT 컴포넌트는 비행제어컴퓨터에서 출력되는 여러 전압을 실시간 모니터링하여, 하드웨어에 고장이 발생했는지 판단하는 부분이다.

3.4 다중화관리 모듈

다중화관리 모듈은 설계초기에 센서 Voting, 작동기 Voting, FaultManage 컴포넌트로 구성되어 있었으나, 센서 및 작동기 부분이 자동코드로 생성되는 Control 컴포넌트에 포함됨에 따라 FaultManage 컴포넌트 하나로 구성된다. 이 컴포넌트는 FBW시스템에 고장 상황이 발생하였을 경우, 그 상황 따라 Software FAIL을 선언하여 비행운용 프로그램을 중단 시키고, CCDL을 통해 고장을 알리는 기능을 수행한다.

3.5 유틸리티 모듈

유틸리티 모듈은 Global 함수 컴포넌트와 Driver 컴포넌트로 구성된다. Global 함수 컴포넌트는 비행운용 프로그램의 여러 모듈에서 공통적으로 사용하는 함수와 상수가 정의되어있다. Driver 컴포넌트는 Analog I/O, Discrete I/O, ARINC 429, RS232·422 라이브러리 함수로 구성되어있으며 이 함수들은 FCC 제작회사에서 제공하였다.

4. HILS 시스템

본 연구에서 개발한 FBW 시스템을 검증하기 위해 Fig. 10과 같이 HILS(Hardware In the Loop System)를 구성하였다. CCDL로 연결된 3대의 FCC는 Cockpit의 조종입력 신호를 받아 작동기를 동작시킨다. 작동기에 연결된 퍼텐쇼미터(조종면 변위) 값은 실시간 운동모델 컴퓨터로 전달되어, FCC로 직접 전달되는 센서모사신호(Airdata Computer, GPS)와 motion table의 각

(Angle) 위치명령을 생성한다. motion table에 장착된 센서(AHRS)로부터 얻어진 신호는 FCC로 전달된다. 또한 현재 항공기의 비행 상태를 보여주는 영상시스템과 Cockpit의 각종 계기들은 실시간 운동모델 컴퓨터로부터 정보를 받아 시각화(Visualization) 하여 보여준다.

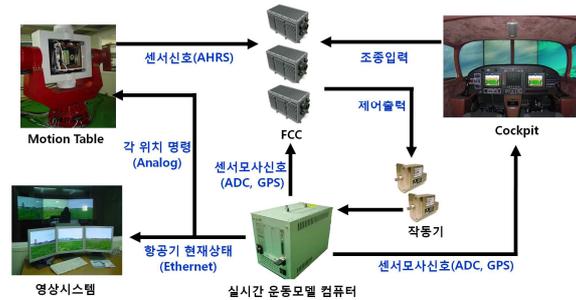


Fig 10. HILS System Configuration

5. 결론

본 논문에서는 소형항공기를 위한 FBW 시스템 개발에 대하여 기술하였다. 요구되는 신뢰도 만족을 위하여 3중화를 기반으로 설계하였으며, 비행제어컴퓨터 설계, 두 개의 작동기와 전자클러치를 사용한 작동기 다중화, 비행 중요도에 따른 비행센서 및 항법센서 다중화 방안, 신뢰도를 높이기 위한 조종입력장치 설계 방안에 대해서 기술하였다. 비행제어컴퓨터에 탑재되는 비행운용 프로그램 설계와 프로그램을 구성하는 운용모듈, 인터페이스 모듈, BIT 모듈, 다중화관리 모듈, 유틸리티 모듈에 대해서 기술하였다. 마지막으로 개발된 FBW 시스템의 검증을 위한 HILS 시스템 구성에 대해서 기술하였다.

감사의 글

본 논문은 지식경제부의 “항공부품 정밀비행 시험 시스템 개발 및 기본형 무인 플랫폼 개발” 과제의 지원을 받아 수행되었습니다.

참고문헌

- [1] Understanding Airbus fly-by-wire technology, Aircraft Technology Engineering and Maintenance, no.36, Oct-Nov 1998, pp.

18-20, 22, 24.

[2] B777 fly-by-wire Aircraft Technology Engineering and Maintenance, no.42, Oct-Nov 1999, pp. 18-22.

[3] Andrzej Tomczyk, "Concept for Simplified Control of General Aviation Aircraft", SAE/AIAA Paper No. 985551, Sept. 1998.

[4] 김응태, 김성필, 이장호, 성기정, 이대성, "소형항공기용 전자식비행제어 시스템 개발," 한국항공우주학회 추계학술대회, 2008. 11, pp. 1283-1287.

[5] 소형제트기 비행제어컴퓨터 하드웨어 설계보고서, LIG 넥스원, 2008.4.25.

[6] 김응태 외, 다중화 FBW 비행제어시스템 핵심기술연구 3차년도 보고서, 한국항공우주연구원, 공공기술연구회, 2009. 12.

[7] 이승현, 김응태, 성기정, "소형항공기를 위한 FBW 시스템 개발," 항공우주시스템공학회 추계학술대회, 2010. 12.