

민간항공기 디지털 Fly-By-Wire 시스템 기술 개발 동향

김응태*, 장재원**, 최형식***, 이석천****

Civil Aircraft Digital Fly-By-Wire System Technology Development Trend

Kim, Eung Tai*, Chang, Jae-Won**, Choi, Hyoung-Sik***, Lee, Sugchon****

ABSTRACT

The Fly-By-Wire system was first applied to the fighter and its inherent advantages lead to the advent of the Fly-By-Wire civil aircraft. Recently even the small jet aircraft shows the trend of adopting the Fly-By-Wire system. In the future, most of the aircraft are expected to be the Fly-By-Wire type.

In this paper, the structure and the characteristics of the Fly-By-Wire system applied to the civil aircraft was described. The development trend of the redundant method of the flight control system, data communication system, control surface actuation system and the control laws implemented by the Fly-By-Wire system of the civil aircraft are discussed.

초 록

전투기에 처음 적용되었던 Fly-By-Wire (전자식 비행제어) 시스템은 여러 가지 장점으로 인해 까다로운 인증과정을 거쳐 민간 항공기에까지 적용되었고, 최근에는 소형제트기까지 적용 범위가 확장되고 있으며 미래에는 대부분 Fly-By-Wire 항공기가 주를 이룰 것으로 전망된다.

본 논문에서는 대형여객에서 소형제트기까지 민간 항공기에 적용되는 Fly-By-Wire 시스템의 구성 및 특성 등에 대하여 기술 하였다. 특히 비행조종컴퓨터 다중화 방안과 데이터 통신 버스, 조종면 작동기, Fly-By-Wire 시스템을 통하여 적용되는 제어 법칙 등에 대한 기술 개발 동향에 대해 고찰하였다.

Key Words : FBW, Fly-By-Wire(전자식 비행제어시스템), Flight Control Computer(비행조종컴퓨터), Flight Envelope Protection(비행영역보호)

* 김응태, 한국항공우주연구원 항공연구본부 항공기술실 항행제어팀
eungkim@kari.re.kr

** 장재원, 한국항공우주연구원 항공연구본부 항공기술실 항행제어팀
zdream@kari.re.kr

*** 최형식, 한국항공우주연구원 항공연구본부 항공기술실 항행제어팀
chs@kari.re.kr

**** 이석천, 한국항공우주연구원 항공연구본부 항공기술실 항행제어팀
sugchon@kari.re.kr

1. 서론

조종 입력장치인 조종간 및 러더 페달이 조종면과 케이블 및 로드를 통해 직접 연결되어 있는 기존의 기계식 조종장치와는 달리 FBW(Fly-By-Wire) 즉 전자식 비행제어 시스템은 조종입력장치의 변위 측정 센서 출력 신호가 전선을 통하여 컴퓨터에 전달되고 컴퓨터가 조종면 작동기를 구동시킨다[1]. 컴퓨터는 조종명령 데이터와 항공기 자세 등의 상태를 측정하는 각종 센서 데이터를 이용하여 기존 Autopilot으로 구현되는 조종/안정성증대, 자세 제어, 자동 항법 비행 등의 자동 제어 뿐 아니라 비행영역보호 및 재형상 제어와 같이 항공기 안전을 향상시킬 수 있는 첨단 비행제어 기술을 구현할 수 있다. 기존 기계식 조종장치에 비하여 FBW 시스템은 중량 감소가 가능하고, 또한 3층 이상의 다중화 구조로 설계되어 있어 신뢰도가 높으며 하드웨어 수정 없이 소프트웨어 수정으로 비행 성능 및 기능 향상을 시킬 수 있는 장점이 있다.

1969년에서 개발된 초음속 여객기인 Concorde는 아날로그 FBW 기술이 적용되었는데, 아날로그 FBW 시스템은 소프트웨어로 탑재된 디지털 FBW 시스템에 비하면 기능이 매우 제한적이라 완벽한 FBW 시스템이라고 하기 어렵다. 민간 항공기는 신 기술이 적용되는 경우 인증 획득이 까다로우며, 특히 소프트웨어 인증에 대한 절차가 구축되지 않았기 때문에, 디지털 FBW 기술은 군용기에 먼저 적용되었다. 1979년 최초의 FBW 항공기인 F-16이 개발되었고 그로부터 9년 뒤인 1998년 민간용 디지털 FBW 항공기로는 최초로 A-320가 개발되었다. 그 이후 개발되는 대형여객기는 주로 FBW 시스템을 적용하는 경향을 보였고, FBW 기술이 점점 발전되어 신뢰도는 높아지고 가격이 낮아짐에 따라 점점 크기가 작은 항공기에 적용되어 최근에는 소형항공기 전문 제작회사로 유명한 Cessna 에서도 소형 FBW 제트기를 개발하고 있다. 또한 기존의 4 인승 소형항공기를 FBW 항공기로 개조하여 조종이 매우 쉬운 비행제어 시스템을 개발하기 위한 연구도 수행되고 있다[2, 3].

FBW 시스템은 조종입력장치, 비행조종컴퓨터, 데이터버스 시스템, 센서, 작동기로 구성되며, 요구되는 신뢰도 확보를 위한 다중화 기술과 비행조종컴퓨터에

탑재된 소프트웨어로 구현되는 각종 제어 법칙 기술이 중요하다. 조종입력장치는 제작사의 취향에 따르기는 하지만 기존의 York 뿐 아니라 Side Stick이 여객기에도 사용되기 시작하였다. 비행조종컴퓨터는 초기 아날로그 타입에서 디지털로 발전하였으며, 컴퓨터 하드웨어와 소프트웨어 발전으로 지속적으로 성능이 향상되고 있다[4]. 데이터 통신 버스는 MIL-1553B를 사용하는 군용기와는 달리 중대형 항공기의 경우 에어버스사에서 개발한 AFDX 를 주로 사용하며, 비즈니스 제트기에서는 CAN 버스가 사용되기도 한다. 주 조종면 작동을 위해 기존에는 유압 작동기가 사용되어 왔으나 최근 들어 전기유압식 작동기(EHA: Electro Hydraulic Actuator) 와 같이 유압 장치에의 의존도를 점차 줄이는 경향이며[5]. 작동기 제어가 작동기 내에 탑재되어있는 스마트 작동기를 채택하려는 추세이며, 유압을 완전히 제거한 전기기계식 작동기(EMA: Electro Mechanical Actuator)를 주 조종면 작동에 사용하기 위한 연구도 수행되고 있다[6, 7]. 특히 FBW 소형항공기 개발을 위해서는 EMA 적용이 필수적이라고 할 수 있는데, FBW 항공기에 사용하기에 적합한 EMA가 아직 개발되지 않아 이에 대한 개발 연구가 절실하다.

2. 관련기술 동향

FBW 항공기 개발은 비용이 많이 소요되기 때문에 중대형 여객기에 FBW 기술이 먼저 적용되었고 최근 비즈니스 제트기까지 확장되었다. 본 절에는 중대형 여객기와 소형 비즈니스 제트기에 적용된 FBW 시스템에 대하여 기술한다.

2.1 중대형 여객기 FBW 시스템

2.1.1. Airbus사 중대형 여객기

에어버스사의 A-320은 세계 최초로 디지털 FBW 방식 비행제어시스템을 갖춘 177석급 민간 항공기이다. A-320의 FBW 시스템은 2개의 ELAC (Elevator and Aileron Computers)와 3개의 SEC (Spoiler and Elevator Computers)로 구성된 5개의 컴퓨터를 갖추고 있으며, 각 컴퓨터는 2개 채널로 구성되어 한

채널은 제어를 담당하고, 다른 채널은 감시한다. ELAC와 SEC는 서로 다른 종류의 프로세서를 채택하여 동일한 오류가 발생하지 않도록 하였다. 각 센서는 최소 2중화 이상으로 구성되어 있고, 조종면 작동기는 3중화로 구성되어 그림 1과 같이 3개의 분리된 유압선과 작동기로 이루어져 있다. 데이터 통신은 ARINC-429 버스를 사용하였다.

A-330과 A-340의 FBW 시스템은 A-320의 기능과 개념을 대부분 유지하면서 새로운 기술을 도입하였다. 비행조종컴퓨터는 역시 5개로 구성되어 있으나 3개의 FCPC(Flight Control Primary Computers)와 2개의 FCSC(Flight Control Secondary Computers)로 기능이 변경되었으며 다음과 같은 제어 법칙이 추가/보완되었다.

- 받음각 보호 기능 강화
- 러더 기능 마비를 대비한 더치 롤(dutch roll) 댐핑 시스템 설계
- 이륙 성능 최적화를 위한 선회 시 항공기 피치 자세제어
- 기체 구조 모드 제어(turbulence damping function)

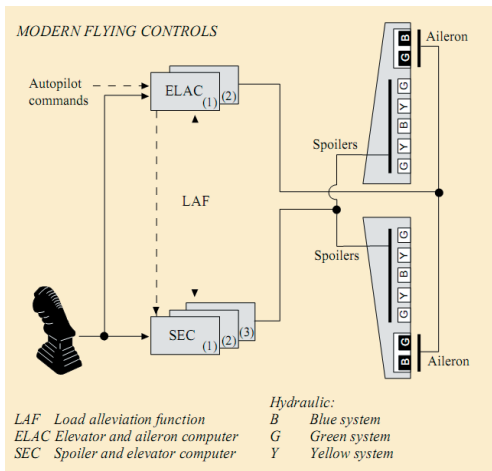


그림 1. A-320 FBW 시스템

A-380은 가장 최근에 개발된 대형 여객기로서 모든 기계적 백업 제어시스템을 전기적 백업 시스템으로 교체하였다. 비행유도(Flight Navigation) 기능과 비행영역보호(Flight Envelope Protection) 기능을

주 비행컴퓨터에 통합하였으며 Active Stability를 도입하여 수평, 수직 미익의 크기를 줄였다. 또한 IMA(Integrated Modular Avionics) 개념으로 통합된 탑재시스템을 갖추고 있으며, 새로 개발된 효율이 높은 광대역 데이터버스인 AFDX(Avionics Full-Duplex Switched Ethernet)을 사용하고 있다.

주 비행조종계통을 살펴보면 FBW 시스템의 중심에 각종 비행제어법칙을 계산하는 3개의 PRIM(Primary Flight Control Computer), Direct Law에서 항공기 제어를 전담하는 3개의 SEC(Secondary Computer), 컴퓨터들로부터 입력되는 데이터를 시현을 위한 디스플레이 시스템, FWS(Flight Warning System), CMS(Central Maintenance System)로 데이터를 전달하는 2개의 FCDC(Flight Control Data Concentrator), 조종면 구동을 위한 서보제어 시스템, 그리고 모든 PRIM과 SEC 가 고장 나는 경우 항공기를 제어할 수 있는 전기식 백업 시스템으로 구성되어 있다(그림 2).

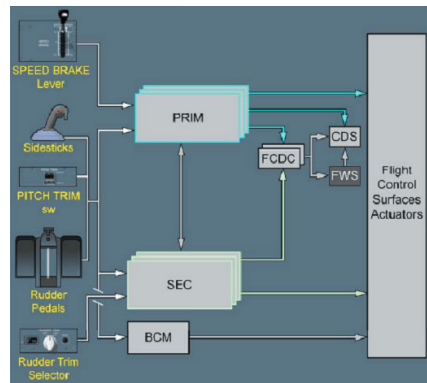


그림 2. A-380 FBW 시스템 구성도

세 개 PRIM은 Master, Slave 1, Slave 2 로 구분되는 데, Master PRIM은 연산 기능을 수행하며 그 결과를 다른 컴퓨터에 전달한다. 3개의 PRIM 과 3개의 SEC 는 각기 할당된 조종면 작동기를 동작시키는 기능을 수행한다. Master PRIM은 자체 고장진단을 수행하며 고장을 탐지 하면 Slave 1으로 연산 기능을 넘기게 된다. 그러나 고장 상황에 따라 Master PRIM 이 연산 기능을 계속 수행할 수도 있다. 만약에 3개 PRIM 이 모두 고장 나게 되면, SEC

가 항공기를 제어하게 된다. SEC에는 Master, Slave 구분이 없다.

A380은 기존 방식의 유압 작동기, EHA, EBHA (Electrical Backup Hydraulic Actuators)의 3가지 형태의 작동기 시스템으로 구성된다. EHA는 유압 공급장치와 완전히 분리되기 때문에 외부 유압장치 없이 동작이 가능하다. EBHA는 정상 모드에서는 기존 유압장치와 같이 동작하나 유압장치에 문제가 발생하면 EHA로서 동작할 수 있는 시스템이다.

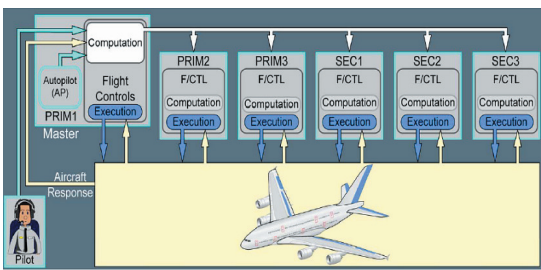


그림 3. A-380 컴퓨터와 작동기 연결 방안

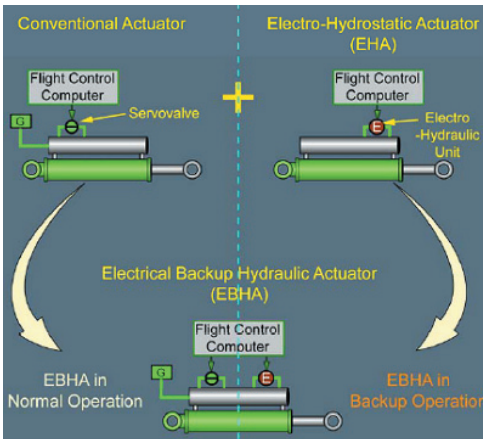


그림 4. A-380 조종면 작동기 종류

비행조종컴퓨터에서 연산을 수행하는 제어법칙은 비행제어 시스템의 고장 여부 및 고장 정도에 따라 3가지 레벨로 분류된다(표 1). 모든 제어 기능 수행이 가능한 Normal Law는 모든 시스템이 정상인 상태 뿐 아니라 센서, 유압시스템 또는 PRIM의 1개 채널 만 고장이 발생하는 경우에도 구현이 된다. 그

이상 고장이 발생하면 제한된 제어 기능만을 구현하는 Alternate Law 모드로 동작되며, 심각한 고장이 발생한 경우에는 비행제어법칙을 전혀 사용하지 않고 조종사 조종입력에 따라 직접 조종되는, 즉 조종간 변위에 대응하여 조종면 변위가 결정되는데 Direct Law 모드가 수행된다.

표 1. A-380 비행제어모드

	Normal Law	Alternate Law	Direct Law
Longitudinal Control Law	Pitch normal law	Pitch normal law (less efficient)	Pitch direct law
Lateral Control Law	Lateral normal law	Depending on failures: Lateral normal law (less efficient) or Roll direct / Yaw alternate law	• Roll direct law • Yaw alternate law
Protections	All active	Most protections lost	No
Autopilot	All modes available	Available depending on failures	No

FBW 시스템으로 구현이 가능한 주요 기능 중의 하나는 조종사가 아무리 조종간을 무리하게 움직여도 위험한 비행 상태로 진입하는 것을 방지하는 비행영역보호 기능이다. A380은 조종간을 앞으로 끝까지 계속 밀어도 VMO+25 kt에서 엘리베이터가 점차적으로 위로 올라가는 고속 보호기능, 저속에서의 피치각이 -15도에서 25도(고속에서는 35도) 범위를 벗어나지 않도록 하는 피치각 보호 기능 그리고 실속 진입 방지를 위한 받음각 보호 기능을 가지고 있다.

2.1.2. 보잉사 대형 여객기

보잉사는 에어버스사에 비해 뒤늦게 FBW 여객기 개발을 시작했다. 미국 보잉사의 민간 여객기로서는 최초로 완벽한 FBW 방식을 채택한 항공기는 B-777이다. B-777 이전에도 B-737의 요 댐퍼와 B-747의 자동착륙 시스템에 부분적으로 FBW 기술이 적용이 된 적이 있지만, 모든 시스템이 FBW 방식으로 적용된 경우는 B-777이 처음이다[8]. B-777의 FBW 비행제어시스템의 구성도는 그림 5와 같다. 조종사의 조종간 조작이 아날로그 신호로 ACE(Actuator Control Electronics)에 입력되면, ACE는 조종간 변위 데이터를 PFC(Primary Flight Computer)에 보내고, PFC는 조종간 조작 값과 항법 센서 측정값을 이용하여 조종면 명령을 계산해서 ACE

에 보낸다.

PFC는 모두 3채널로 구성되며, 다중화 관리를 위해 PFC 각 채널은 세 개의 ARINC 629 보스에 모두 연결된다. 각 PFC의 내부에는 3개의 독립적인 프로세싱 시스템이 장착되어 있고, 각 프로세싱 시스템은 PFC 내부 버스를 통해 연결된다. 각 프로세싱 시스템은 명령 Lane, 대기 Lane, 감시 Lane 으로 구분된다. 명령 Lane 은 작동기 구동 명령을 출력하고, 대기 Lane과 감시 Lane은 명령 Lane 과 동일한 연산을 수행하지만, 정상 시에는 결과를 출력하지 않다가, 명령 Lane에 고장이 발생할 때 결과를 출력한다. 감시 Lane 마저 고장 나면 이 PFC 채널은 동작을 하지 않게 된다.

B-777은 데이터 통신을 위하여 물리적·전기적으로 독립된 Left, Center, Right 의 3중화 ARINC 629 버스를 구성함으로써 신뢰도를 크게 향상시켰다. 각 PFC 채널은 할당된 한 개의 ARINC 629 버스에만 데이터를 출력하는 데, 나머지 2개의 버스로 부터는 다른 PFC 채널이 출력한 데이터를 받아 내부에서 Voting 을 수행한 후 결과를 출력한다.

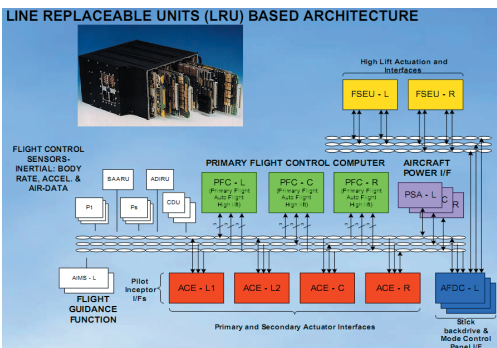


그림 5. 보잉 B-777 비행제어시스템 구성도

ACE는 작동기 구동 뿐 아니라 조종간이나 러더 페달 등의 조종입력장치 변위 데이터를 읽어 PFC 에 전달하는 역할도 하며 조종입력장치의 Feel 구현을 위한 작동기도 구동시킨다. 4개의 ACE는 3개의 데이터 버스를 통하여 입력된 3개 PFC 명령을 처리하여 작동기 제어 신호를 출력하는 데, PFC나 주요 센서 고장이 발생하는 비상 시에는 조종간이나 러더 페달 등의 조종입력장치 변위 데이터만 이용하

여 작동기를 직접 구동할 수도 있다. 각 ACE는 할당된 유압 작동기에만 구동 명령을 보낸다. 예를 들어 ACE-L 은 오른쪽 바깥 에일러론, 왼쪽 바깥 플래퍼론, 왼쪽 바깥 엘리베이터, 2번과 3번 스포일러를 작동시킨다.

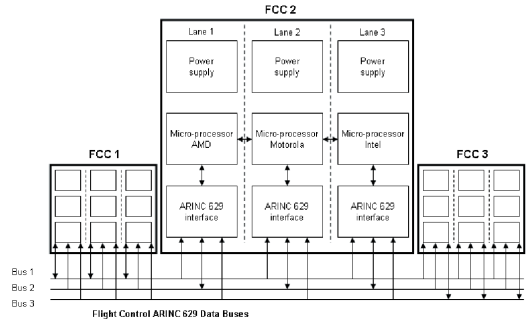


그림 6. B-777 PFC 내부 구조

B-777 FBW 비행제어시스템의 소프트웨어는 ADA 언어로 개발되었으며, 각 PFC 마다 다른 컴파일러로 처리된 소프트웨어를 탑재하였다. 이는 특정 컴파일러에 존재할 수 있는 버그가 세 개의 PFC에 모두 포함되어, 세 개의 PFC가 동시에 정지하는 경우를 방지하기 위한 것이다.

B-777에 구현되는 비행영역보호 기능은 실속 및 가속 보호, 미익 지면 충돌 보호(Tail strike protection) 등이 있다. 또한 A-380과 동일한 방식으로 고장 상태에 따라 Normal Law, Alternate Law, Direct Law를 실행한다.

최근 2008년에 개발된 B-787의 FBW 시스템 구조는 B-777과 유사하되 B-777로부터 개선된 점은 다음과 같다. B-787는 ARINC-629 대신 에어버스사에서 개발한 AFDX 통신 버스를 사용하였다. 주 조종면은 EH(Electro-Hydraulic) 작동기로 작동을 하며, 수평 안정판과 중간 스포일러는 EM 서보 작동기를 사용함으로써, 비행조종컴퓨터가 완전히 고장 나는 상황에서도 주익 파넬의 전기모터와 수평미익의 전기 트림모터를 이용하여 비행 유지가 가능하도록 하였다. 또한 IMA 기능을 대폭 확장시키기 위해 CCS(Common Core System)이라는 장비가 도입되었는데, CCS는 B-777의 AIMS보다 더 많은 기능을 수행할 수 있고, 더 빠른 통신 대역폭을 제공하는 것으로 알려져 있다.

CCS는 컴퓨팅 기능과 입출력 기능을 가진 응용 프로그램을 제공하며, CCR(Common Computing Resource) 캐비닛들과 하나의 공통 데이터 네트워크 등으로 구성된다. B-787에 도입된 CCR은 B-777과 달리 Wind River사의 상용 RTOS인 VxWorks 653을 채택하고 있다. 또한 Common Data Network(CDN)이라고 불리는 이더넷 기반의 네트워크가 채택되었다. CDN은 B-777의 데이터 버스보다 훨씬 빠른 속도와 안정성을 제공하는 것으로 알려져 있다.

2.1.3. Embraer 190

Embraer 사는 2002년 FBW 여객기인 Embraer 170을 개발하였고, 2년 후 동체 길이를 늘인 Embraer 190의 초도 비행이 있었으며 현재 Lineage 1000를 개발 중에 있다. Embraer 190은 에일러론을 제외한 전 비행조종시스템이 FBW 시스템을 갖추었다. 유압 기계식 작동기로 동작되는 에일러론은 조종케이블을 통하여 제어가 되지만, 엘리베이터, 러더, 플 스폐일러, 수평 안전판, 지상 스폐일러 등 다른 조종시스템은 모두 FBW 시스템으로 작동된다.

FBW의 컴퓨터 시스템은 6개의 ACE (Actuator Control Electronics)와 4개의 FCM (Flight Control Modules)로 구성되어 있으며, ACE는 러더 및 엘리베이터를 작동시키는 3개의 Primary ACE (P-ACE) 와 2개의 Slat/Flap ACE (SF-ACE), 1개의 Horizontal Stabilizer ACE (HS-ACE) 로 구성 되어 있다.

정상 모드(Normal Mode)에서 FCM은 CAN (Controller Area Network) BUS를 통하여 제어 알고리즘 연산 결과를 P-ACE에 전달하며, P-ACE는 조종사 입력과 FCM 출력을 통합하여 작동기를 작동시킨다. FBW 시스템의 전원 공급시스템이 완전히 고장 나는 경우에는 자동적으로 보조전원 시스템이 적당한 수의 엘리베이터와 러더 작동기를 15분간 유지시키도록 되어있다.

엘리베이터는 4개의 전기유압식 작동기로 제어되는데 각 작동기의 PCU(Power Control Unit)는 3개의 P-ACE의 4개 채널에 각각 연결되어 독립적으로 작동된다. 또한 4개의 FCM은 이 4개의 P-ACE 채널에 각각 연결되어 있다. 반면에 수평 안전판은 전기 기계식 시스템으로 구성되어있다.

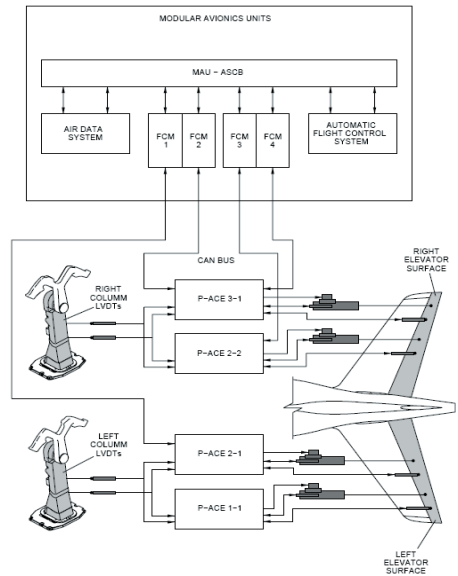


그림 7. Elevator System Interface (Embraer 190)

그림 8에서와 같이 러더는 2개의 작동기로 구동되는데, 러더 페달이나 FCM로부터 출력되는 전기 신호에 의한 명령이 2개의 P-ACE에 전달된 후 러더 작동기를 구동한다. 각 SF-ACE를 구성하는 2개의 채널 중 1개 채널은 플랩을 제어하고 다른 1개 채널은 Slat을 제어한다(그림 9).

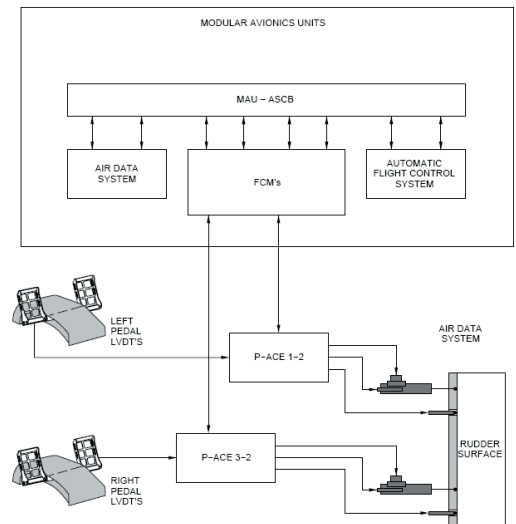


그림 8. Rudder System Interface (Embraer 190)

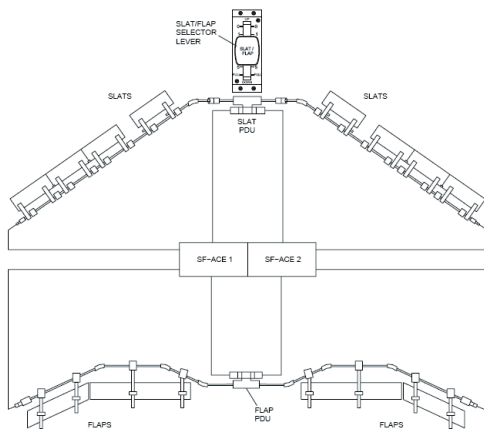


그림 9. Slat/Flap System Schematic (Embraer 190)

Autopilot 기능은 별도의 서보 모터로 구현되는 데, 엘리베이터 서보모터는 조종컬럼에 기계적으로 연결되어 있고 롤 서보모터는 조종케이블에 연결되어 있다.

2.1.4. Sukhoi Superjet 1000

최근 러시아에서 개발된 Sukhoi Superjet 100 (SSJ100)은 비행조종은 물론 랜딩기어 작동, 브레이크 시스템 까지 포함하여 완벽한 전기적 FBW 시스템을 갖추고 있으며 기계적 백업 시스템은 없다. 수평안정판 역시 FBW 로 작동됨으로써 최적의 크기를 가질 수 있도록 설계되었다. passive side stick 과 능동적 (active) 엔진조종레버를 사용하여 항공기를 조종하며 고도와 엔진 추력 변화에 따라 신속히 비행 변수를 수정할 수 있고 위험한 운행을 방지하는 비행역역 보호 기능도 구현한다.

항공전자 장비는 Thales에서 개발하였으며 IMA 로 되어 있어 정비가 쉽고, 필요시 소프트웨어 개선만으로 성능이나 기능을 향상시킬 수 있다. 특히 100 인승급 항공기로는 유일하게 AFDX 통신 버스를 적용하고 있다.

RCS(Remote Control System)은 각 2채널로 이루어진 3개의 PFCU(Primary Flight Actuator Control Unit)와 역시 2채널로 이루어진 ACE (Actuator Control Electronics) 로 구성되어 있다. 이 시스템이 고장나는 경우 RCS는 수동 조종모드와 유사한 조종

특성을 제공하는 대기 제어 회로로 전환된다.

2.2 비즈니스 제트기 FBW 시스템

2.2.1. Dassault Falcon 7X

프랑스 Dassault 사의 Falcon 7X 는 FBW를 적용한 최초의 비즈니스 제트항공기로서 2007년에 FAA 인증을 받고 서비스를 시작했다. Falcon 7X의 컴퓨터 시스템은 아래와 같이 구성되어 있으며 이 중에서 5개의 비행조종컴퓨터가 고장이 나도 비행이 가능하도록 설계되었다.

- 3대의 MFC(Main Flight Computer) : 각 MFC는 이중 채널(A, B)로 구성되어 있고, A채널과 B채널의 결과를 서로 비교하여 이상 유무를 확인한다. 3대의 MFC는 서로 모니터링 하지 않는다.
- 3대의 SFC(Secondary Flight Computer) : 각 SFC는 단일 채널(C) 이며 3대의 SFC는 서로 Cross-monitoring 한다.

공통오류에 대비하여 A, B 채널은 독립적으로 프로그래밍되었다. 정상 운용시에는 MFC #1의 A 채널에 의해서 항공기 운동이 제어된다. A 채널의 조종명령과 B 채널 조종명령의 차이가 허용치를 벗어나거나 고장 발생이 탐지되면 MFC #2에 의해 비행을 하고, MFC #3도 고장나는 경우 SFC에 의해 비행을 한다. 한 대의 SFC 가 고장나면 나머지 SFC에 의해서 계속 비행한다. 그러나 두 번째 SFC 도 고장이 발생하는 경우에는 더 이상 모니터링할 컴퓨터가 남아 있지 않기 때문에 남은 한 대의 SFC로 비행을 하지는 않으며 수동 전환모드로 비행하게 된다. 수동 전환모드에서는 전기적으로 작동되는 피치 트림과 아래쪽 러더에 의해 비행한다. 러더의 경우 위쪽 러더는 유압으로 작동되나 아래 쪽 러더는 전기 모터에 의해 작동된다.

제어시스템 고장으로 인한 직접 조종모드(Direct Law)에서 SFC는 항상 작동하며 조종사는 중앙의 Pedestal 스위치를 이용하여 피치 트림을 조절한다.

전원(Electrical Power)는 FBW와 Backup 시스템에 모두 필요하다. Falcon 7X는 3대의 엔진 구동 전

기식 발전기(Generator)와 2개의 영구자석 발전기를 갖추고 있다. 3대의 엔진구동 발전기는 좌, 우 2개의 주 버스를 통해 MFC #1, MFC #2, SFC #1, SFC#2에 전원을 공급한다. 이 주 버스는 비상용 RAT 발전기와 2개의 배터리에 의해 백업된다. 2개의 영구자석 발전기는 MFC #3과 SFC #3에 각각 전원을 공급한다.

Falcon 7X는 A320처럼 좌우 두 개의 조종간 입력 신호가 합쳐져 조종면 작동기를 구동시킨다. 즉 조종사는 조종간을 왼쪽으로 끝까지 밀고, 부 조종사는 오른쪽으로 끝까지 밀고 있다면 항공기는 롤 운동을 하지 않는다. 그러나 조종간에 달린 Sidestick Priority 스위치를 사용하여 다른 쪽 조종간의 입력을 무시하도록 할 수 있다. 이 스위치는 한 쪽 조종간이 고장난 경우에도 사용될 수 있다. 이 스위치가 눌러지면 우선권을 가진 조종간을 계기판에 표시등으로 나타낸다.

조종사와 부조종사간의 의견 교환 없이 서로 조종간을 당기는 경우 위험한 상황에 달할 수 있기 때문에 A320는 이 경우 Dual Input이라는 음성 경고가 나오면서 조종간에 진동을 발생시켜 조종사들이 이 상황을 확실히 인지할 수 있도록 한다. 쓰로틀 레버는 Autothrottle을 사용하거나 사용하지 않은 경우 모두 추력 변화에 따라 연동되어 움직이기 때문에 조종사가 쓰로틀 레버의 위치 상태를 항상 확인할 수 있다. (반면에 A380은 Autothrottle 운용 시 쓰로틀 레버는 Climb Detent 위치에 정지해 있다.)

속도 안정성을 가지고 있는 기존의 항공기는 수평 비행 도중에 조종간에서 손을 떼고 엔진 쓰로틀을 줄이면 기수가 내려가 속도를 유지시킨다. 그러나 Falcon 7X는 속도 안정성 대신 경로각 안정성을 가지도록 C* 제어법칙을 적용하여 조종간에서 손을 떼고 쓰로틀을 줄이면 속도가 감소됨에 따라 받음각을 증가시키므로써 경로각을 유지시키도록 하였다. 따라서 트림이 완전히 자동으로 제어되므로 별도의 트림 스위치가 필요 없다.

반면에 보잉 777의 경우는 경로각 안정성 대신 속도 안정성을 가지도록 C*U 제어법칙을 사용하였다. FAR-25.173에서는 정적 종운동 안정성(Static Longitudinal Stability) 즉 속도 안정성(Speed Stability)에 대한 요구조건이 있다. 그러나 FBW 항

공기는 속도 안정성을 보상할 수 있는 보호기능을 가지고 있기 때문에 FAR의 다른 절에 명시된 특수 조건에 의해 속도 안정성 요구조건을 만족시킬 필요가 없다.

2.2.2. Gulfstream G50

걸프스트림사에서는 FBW 방식의 비즈니스 제트기인 G650을 개발 중에 있으며 2011년 인증 획득 예정이다. 보잉 777이나 Embraer 170/190 처럼 G650은 Sidestick 대신 Control Yoke를 장착하였다. Control Yoke는 조종면에 걸리는 힘에 의해 발생하는 반력을 정보를 사용하여 구현하며, 조종석과 부조종석의 Control Yoke는 기계적으로 연동되어 옆 좌석 조종사에 의해 조종명령이 가진되는 것을 즉시 확인할 수 있도록 하였다.

G650의 FBW 시스템은 주(Primary) 비행제어시스템과 백업 비행제어시스템에 의하여 구현된다. 주 비행제어시스템은 2개의 비행조종컴퓨터로 구성되어 있으며, 각 비행조종컴퓨터는 2개의 채널로 구성되어 있어 모두 4중화 구조로 되어있다. 각 채널은 서로 다른 하드웨어와 소프트웨어 조합으로 설계되었다. Control Yoke와 러더 페달 등은 4개의 채널로 조종입력을 제공하며, 각 채널은 항공기의 모든 조종면에 제어명령을 출력할 수 있다. 백업 비행제어시스템은 주 비행제어시스템과는 완전히 별도의 하드웨어와 소프트웨어로 설계되었다.

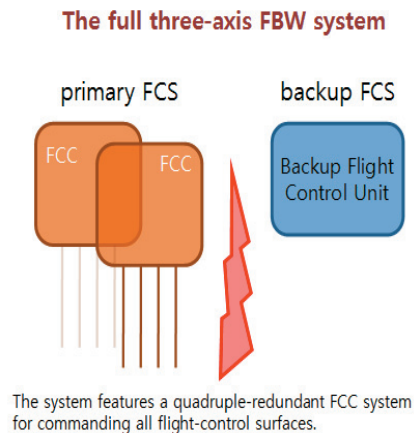


그림 10. G650 다중 컴퓨터 시스템

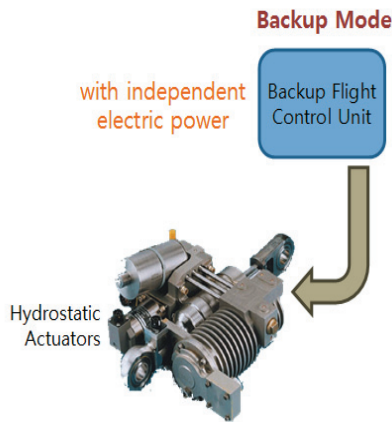


그림 11. G650 Hydrostatic 작동기

G650은 3중 파워 소스 여분에 대한 요구조건을 만족시키기 위해서 3중 유압시스템을 갖추는 대신, 2중 유압작동기와 전기식 백업 Hydrostatic 작동기를 사용하였다. 백업 모드용 전기식 Hydrostatic 작동기는 독립적인 전원에 의하여 작동되는 전기 모터가 유압 펌프를 작동시켜 조종면을 움직인다. 전기식 백업 Hydrostatic 작동기에 의해 작동되는 조종면은 에일러론, 바깥쪽 롤 스포일러, 엘리베이터와 하부 러더이다. 또한 별도의 백업 배터리는 비행조종컴퓨터와 Hydrostatic 작동기에 전원을 공급할 수 있다. 따라서 각 조종면 작동기는 세 개의 독립적인 파워 시스템 (2개의 유압시스템과 1개의 전기 시스템)에 의하여 작동될 수 있다.

2.2.3. Cessna Citation Columbus

세계에서 가장 큰 소형항공기 제작회사인 세스나는 비즈니스 제트기인 Citation Columbus를 개발 중에 있으며 2013년 말에 FAA 인증을 획득할 계획이다. Columbus의 조종계통은 기존의 기계식 조종계통과 FBW 시스템을 혼합한 방식을 선택하여 높은 개발 비용을 들이지 않고 기존 방식의 신뢰도를 유지하면서 FBW의 기능을 구현하여 조종성과 안정성을 향상시킬 수 있도록 설계되었다. 각 조종면을 2개로 분할하여 한 쪽 조종면은 기계식 링크지를 이용하여 수동으로 조종하고 다른 쪽 조종면은 FBW 신호에 의해 유압 작동기로 작동하도록 되어있다. 수동으로 구동

되는 조종면의 크기는 FBW 고장 시에도 수동 조종이 가능할 수 있도록 설계되었다. 에일러론의 경우 수동 구동 조종면과 FBW 구동 조종면의 크기의 비율은 2:1 이며 엘리베이터와 러더의 경우는 1:1 이다. 바깥쪽 에일러론과 아래쪽 러더가 수동 구동 조종면이다.

각 날개에 FBW 로 작동되는 5개의 스포일러가 있다. 두 개의 스포일러는 롤 구동에 사용되고 나머지 세 개의 스포일러는 스피드 브레이크로 사용된다. 지상에서는 5개 스포일러 모두 지상 스포일러 역할을 한다.

세스나는 Columbus에 적용한 피치/롤 조종계통을 SmartBoost라 명칭하고 특허를 출원하였다. 아래 쪽 러더는 비상 수동 전환 시에는 유압으로 Boost되며 이 시스템을 SmartPowered 시스템이라고 부른다. 정상 운용 시에는 수동 구동 조종면이 주로 조종력을 발생하고 FBW 구동 조종면은 조종성 및 안정성 향상 역할을 한다. 러더의 경우 FBW는 러더 트림과 요 댐퍼 기능을 구현한다. 피치 트림은 전기식 트림 작동기로 작동 된다.

세스나의 이러한 혼합방식은 기존 Full FBW 시스템에서 요구되는 높은 수준의 다중화와 모니터링 없이도 FBW의 기능과 간단하고 높은 신뢰도의 기계식 조종계통의 높은 신뢰도를 결합할 수 있게 한다. 특히 FBW 시스템은 안전한 비행을 위해서 지속적으로 사용할 필요가 없고 안전성 향상이나 Autopilot 그리고 트림 유지 등에 주로 사용이 되기 때문에 Full FBW 보다 간단해 질 수 있다. 또한 이러한 혼합방식으로 정비성이 개선되고 운용비를 낮출 수 있으며 FBW 는 기계적 조종계통의 리깅(Rigging)도 수행할 수 있다.

3. 결론

민간항공기로는 처음으로 여객기에 적용된 디지털 FBW 기술은 점점 크기가 작은 항공기로 적용되어 최근 비즈니스 제트기를 거쳐 소형제트기까지로 확장되고 있다. 아직은 개발 부담이 크기 때문에 FBW 시스템 대신 기존 기계 조종식 시스템을 적용한 항공기가 개발되기도 하지만, 앞으로 새로 개발되는 항공기가

FBW 시스템을 채택하는 경향은 점점 커질 것이다.

소형항공기의 경우 FBW 시스템 적용으로 인한 중량 절감이 크지 않고 FBW 시스템의 개발 비용이 아직은 상당히 높으나, 소형항공기의 높은 안전사고율을 FBW 시스템을 통하여 낮출 수 있는 점을 고려하면 FBW 시스템 가격이 충분히 내려가는 시점에서는 충분히 경쟁력이 있을 것으로 전망된다. 특히 미래의 혁신적인 개인용 교통수단인 개인용 항공기(PAV: Personal Air Vehicle)에 FBW 기술이 적용될 것이라는 전망은 매우 자연스러운 것이다.

EMI/EMC 문제를 해결하기 위하여 복잡한 전선을 광섬유 케이블로 대체하는 FBL(Fly-By-Light) 시스템이 일부 항공기에 적용되고 있어 가까운 미래에 FBL 항공기 출현도 예상되며 고성능, 고신뢰 전기 모터의 실용화개발이 성공되면 작동기 구동을 위한 유압 장치를 제거한 PBW(Power By Wire) 항공기도 실용화 될 것으로 전망된다.

참고문헌

1. Vernon R. Schmitt, James W. Morris and Garvin D. Jenney, Fly-By-Wire: A Historical and Design Perspective, ASE International, 1988.
2. Rajeev Chandramohan, James E. Steck, Kamran Rokhaz and Silvia Ferrari, "Adaptive Critic Flight Control For A General Aviation Aircraft: Simulations for the Beech Bonanza Fly-By-Wire Test Bed", AIAA 2007-2795, AIAA Guidance and Control Conference, May 2007.
3. Dennis B. Beringer, "Applying Performance Controlled Systems, Fuzzy Logic, and Fly-By-Wire Controls to General Aviation", DOT/FAA/AM-02/7, Federal Aviation Administration, May 2002.
4. 박무혁, "항공기 전기식 비행제어장치(FBW) 개발 기술 동향", 항공우주산업기술동향 제3권 제1호, 2005, pp 27-34
5. Robert Navarro, "Performance of an Electro-Hydrostatic Actuator on the F-18 Systems Research Aircraft, NASA TM-97-206224, Oct. 1997.
6. Stephen C. Jensen, Gavin D., Jenney, Bruce Raymond, David Dawson, "Flight Test Experience with an Electromechanical Actuator on the F-18 Systems Research Aircraft", 19th AIAA Digital Avionics Systems Conference, Oct. 2000.
7. J. A. Rosero, J. A. Ortega, E. Aldabas and L. Romeral, "Moving Towards a More Electric Aircraft", IEEE A&E Systems Magazine, March 2007. pp 3-9
8. J. McWha, "Development of the 777 flight control system", AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Austin, TX (2003), AIAA Paper No 2003-5767.