

# FBW 제어 시스템의 구성

홍 성 경\*

## 〈 목 차 〉

I. 개 요

II. FBW 구조와 특징

III. 종합의견

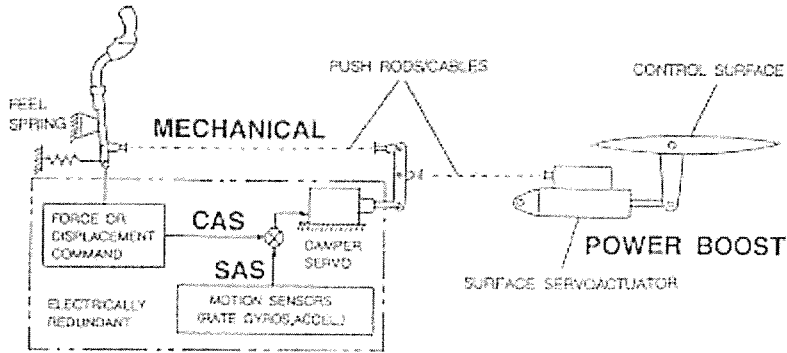
## I. 개 요

FBW(Fly By Wire)는 항공기의 비행조종시스템(Flight Control System, FCS)을 실현하는 방식중의 하나로서, <그림 1>에 도시된 종래의 기계적 조종장치를 <그림 2>와 같이 전기/전자 장비, 컴퓨터, 유압작동기로 대체한 것이다. 기계적 조종시스템을 제 1세대 FCS라면, FBW는 제 2세대 FCS라 불리울 수 있다. 종래의 기계적 조종장치에 대한 FBW FCS의 장점을 열거하면 다음과 같다.

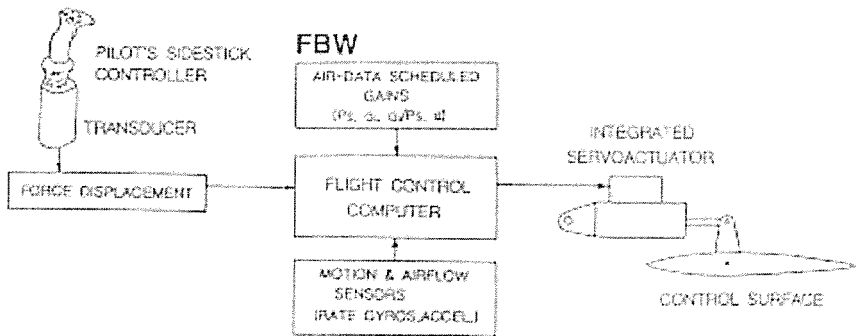
- ① 비행성의 증대 : 안정성/조종성 증대장치(Stability/Control Augmentation System)를 포함하여, 여러 제어기술을 이용하여 비행이탈을 방지하기 위한 각 종의 제한기를 적용함으로써 전 비행영역(flight envelope)에서 거의 동일한 성능을 보장한다.
- ② 신뢰성의 증대 : FBW FCS 항공기는 보통 3중 또는 4중의 다중화 구조로 설계 되어 비행 신뢰성이 증대된다.
- ③ 유연성의 증대 : 비행제어에 관련된 모든 사항이 비행제어 컴퓨터에 소프트

\* 세종대학교 항공우주공학과

〈그림 1〉 Fully Augmented with Mechanical Control System



〈그림 2〉 Fly-By-Wire Control System



웨어로 코딩되어 지므로, 항공기 제작후에라도 요구되어지는 변경사항은 하드웨어의 수정없이 단순히 소프트웨어 수정으로 해결될 수 있다.

한편, 제 3세대 FCS는 FBL(Flight By Light)이며, FBW의 약점중의 하나인 무거운 유압계통과 복잡한 배선등을 대체할 수 있는 고성능 전기모터, 광섬유, 및 컴퓨터로 구성된다. 그러나 선진국에서도 아직은 실험실 수준의 연구 단계에 있는 것으로 알려져 있으며 1980년대 이후의 대부분의 항공기는 3중 혹은 4중의 FBW FCS를 채택 운용중에 있고 대표적인 적용사례는 <표 1>과 같다.

이러한 FBW 제어기술은 항공기 성능을 결정지우는 핵심기술로 대두되고 있으며, 선진국에서도 이에대한 기술이전을 기피하고 있는 실정이다. 따라서 국내 항공산업의 도약을 위해서는 이 분야에 대한 연구와 기술 습득이 필수적이라 할 수

있다.

본 논문에서는 FBW 제어시스템의 전반적인 이해를 돕기위하여 기본적인 구조와 각 구성요소에 대한 특징을 서술하고자 한다.

〈표 1〉 FBW 시스템의 적용사례

기 종	FBW 형태	초도비행	비 고
F-8	2중, 아날로그	1972	FBW 연구기
TORNADO	3중, 아날로그	1974	
F-16D	4중, 디지털	1981. 10	YF-16 최초의 양산 FBW
F-18	4중, 디지털	1978	
LAVI	4중, 디지털	1986. 12	
IDF	3중, 디지털	1989. 5	
B-2	4중, 디지털	1989. 7	
JAS	3중, 디지털	1988. 12	
RAH-66	3중, 디지털	1994. 8	
F-22	4중, 디지털	1990. 9	
FS-X	4중, 디지털	1995.	
RAFALE	4중, 디지털	1992.	
EFA	4중, 디지털	1992.	
A-320	4중, 디지털	1991.	
BOEING 777	4중, 디지털	1994. 8	

## Ⅱ . FBW 구조와 특징

FBW 시스템은 크게 나누어 비행체의 운동 등을 감지하는 센서부(Sensors)와 감지된 운동정보와 조종사의 조종입력에 대하여 적절한 비행제어 신호를 생성하는 컴퓨터(Flight Control Computer), 그리고 이 제어 신호에 따라 항공기의 조종면을 구동하는 구동장치부(Actuators)로 구분되어질 수 있다. 본 장에서는 위의 각 세부 시스템에 대하여 논하기로 한다.

### 가. 센서부

FBW의 자동비행기능을 위한 피드백 신호를 얻기 위해서는 항공기의 운동변수

(각속도, 가속도, 받음각, 및 옆미끄럼각)와 자세를 검출할 필요가 있다. 이 절에서는 FBW 시스템에 필요한 센서의 종류와 비행조종에 관한 미 군사규격(MIL-F-8785, MIL-F-9490)에 정리된 항공기 운동(maneuvering)에 관련된 Spec.을 바탕으로한 Sensor의 개략적인 요구사항에 대하여 기술하고자 한다.

### 1. 요구되는 센서

센서는 사용목적에 따라 여러 가지 방식이 이용되고 있다. 자세 및 각속도의 측정방식은 기존의 김블(Gimbal) 방식과 최근의 스트랩다운(Strapdown) 방식으로 구분된다. 즉, 기존의 김블방식은 vertical gyro와 directional gyro를 사용하여 자세 및 방위를 측정하고, 각속도 측정을 위하여 rate gyro를 사용하는 반면에, 최근의 스트랩다운 방식은 자세 및 방위 측정을 위하여 vertical/directional gyro 대신에 rate gyro 만의 출력으로부터 컴퓨터를 이용하여 계산하므로 소형 및 경량화의 장점이 있다. 따라서 점차적으로 스트랩다운 방식의 채택으로 기우

〈표 2〉 FBW 시스템의 사용되는 센서

증방향 파라미터		센서류
$u$	forward velocity	acceleometer, air data computer
$w$	vertical velocity	acceleometer
$q$	pitch rate	rate gyro
$a_x$	forward acceleration	acceleometer
$a_z$	vertical acceleration	acceleometer
$\alpha$	angle of attack	acceleometer, flow incidence angle
$\theta$	pitch angle	vertical gyro
$h$	altitude	altitude sensor, air data computer
$M$	Mach	air data computer
횡방향 파라미터		센서류
$v$	side velocity	acceleometer
$p$	roll rate	rate gyro
$r$	yaw rate	rate gyro
$a_y$	side acceleration	acceleometer
$\psi$	yaw angle	directional gyro
$\varphi$	roll angle	vertical gyro
$\beta$	sideslip angle	cceleometer, flow incidence angle

는 추세이다. 이 밖에 속도와 고도등의 정보는 air data computer, 가속도는 accelerometer를 사용하여 측정하고 있다. <표 2>에 FCS FCS에 사용되고 있는 항공기의 주요 운동변수들과 그에 대응하는 sensor를 정리하였다.

## 2. 센서 요구사항

센서는 대상 항공기의 전 비행영역에서 정상작동이 가능하고 비행조종에 관한 미 군사규격(MIL-F-8785, MIL-F-9490)에 규정된 항공기 운동에 관련된 요구조건을 충분히 만족시킬 수 있는 것으로 선정하여야 한다. 이 절에서는 한 예로써 Hawk 100급의 성능을 갖는 항공기를 기준으로 주요 센서들이 최소한 갖추어야 할 조건에 대해서 개략적으로 기술한다.

### 나. 비행조종 컴퓨터 (소프트웨어 중심)

비행조종컴퓨터는 항공기의 모든 기동에 관한 사항을 관장하는 핵심부품으로 이륙전의 항공기 전 시스템의 초기화 그리고 이륙후의 비행 운동에 필요한 구동제어 신호 및 다중화 관리(redundancy management)를 통한 고장 감시/검출/복원 등의 중요한 일을 한다. <그림 3>은 다중의 다중화 시스템의 FBW FCS의 구성의 예를 도시하고 있다. 본 절에서는 비행조종컴퓨터에 내장되는 가장 핵심적인 비행제어법칙 설계에 대한 내용을 간략히 기술한다.

#### 1. 비행제어법칙 설계

가장 이상적이고 완전한 항공기는 조종사가 원하는 모든 기동 비행 임무를 수행할 수 있는 항공기를 의미한다. 항공기의 비행조종컴퓨터에 내장되는 제어법칙이 잘 설계 될수록, 항공기 조종성의 관점에서 보다 더 완벽한 항공기에 접근하게 된다. 일반적인 제어 시스템의 구조는 <그림 4>와 같이 구성되며 여러 종류의 autopilot을 수행할 수 있으며, 이미 잘 알려진 SAS(Stability Augmentation System)나 CAS(Control Augmentation System)의 개념이 포함된다.

따라서, 비행제어법칙은 주 조종장치(3-axis control surface)와 부 조종장치(flaps, spoiler, airbrake 등)를 조종사의 조종 입력에 따라 적절히 제어하는 역할을 한다. <그림 5>는 FBW 제어법칙을 설계하는 흐름도를 나타낸다. 여기에 나타나듯이, flight envelop내의 비행조건에 따라 변화하는 항공기 선형 동적모델, 센서 및 구동장치 모델에 대하여 미 군사규정을 만족 시킬수 있도록 제어법칙을 설계

〈표 3〉 FBW 시스템의 사용되는 센서

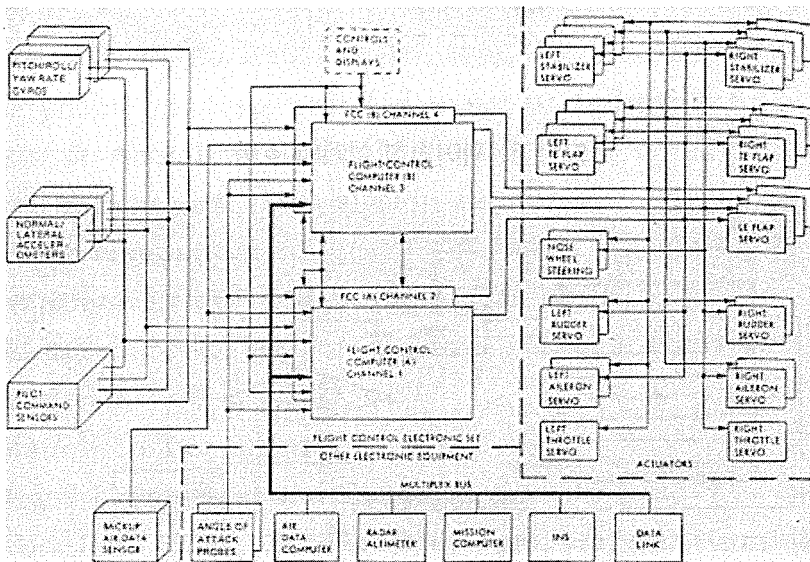
주요 센서	Spec. 항목	요구사항
Rate Gyro	resolution range temp. range sustained g service life	0.01 deg/s 이하 360 deg/s -60℃ ~ +80℃ 10g 이상 1000 시간 이상
Accelerometer	resolution range temp. range service life	0.002g 이하 -5g ~ +10g -60℃ ~ +80℃ 1000 시간 이상
Air Data Computer	resolution Mach Altitude range Mach Altitude temp. range sustained g service life	±0.001 이하 3 ft 이하 1.8 55,000 ft -60℃ ~ +80℃ 10g 이상 1000 시간 이상
Flow Incidence Angle Sensor	resolution range temp. range altitude range sustained g service life	0.1 deg 이하 -15 ~ 50 deg -60℃ ~ +80℃ sea level to 55,000 ft 10g 이상 1000 시간 이상

하게 된다. 위와 같은 설계를 비행영역내의 모든 비행조건(Mach number와 고도)에 따라 반복함으로써 제어 파라미터들을 스케줄링한 table을 구할 수 있게되고 (Gain Scheduling), 이것은 결국 비행조종컴퓨터의 소프트웨어로 코딩되어 진다. 이와 같은 비행제어 법칙의 설계를 위한 기법은 제어 이론과 더불어 급속도로 발전하고 있으며 그 변천을 〈표 3〉에 정리하였다. 이외에 현재는 지능제어(신경망 및 퍼지)이론을 적용하는 추세에 있다.

2. 설계요구사항

FBW는 자동비행조종 시스템(Automatic Flight Control System, AFCS)이므로 일반적으로 MIL-F-8785보다는 MIL-F-9490이나 MIL-C-18244의 규정을 과도(transient) 및 정상상태(steady state)에서 충분히 만족시킬 수 있도록 설계되어야 한다.

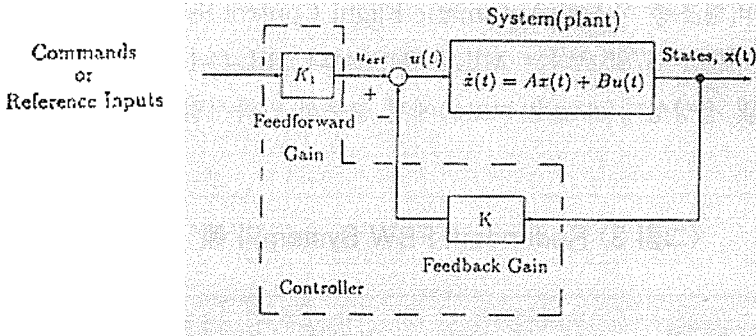
〈그림 3〉 Redundant FBW System의 예



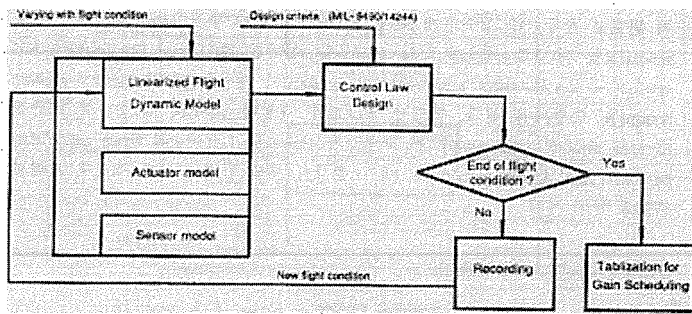
〈표 4〉 비행제어법칙 설계기법의 변천

구분	시기	고전제어 시기 1930~1960	현대제어 시기 1960~1980	강건제어 시기 1980~현재
분석 기법		Bode 선도 Nyquist 선도 Root Locus 이득/위상 여유	상태공간 모델 제어/판측 가능성 Random Process LQR	Singular Value Plot $\mu$ -analysis balance realization $H_{\infty}$ synthesis
설계 기법		PID 제어기 Lead-Lag 보상기	LQG Kalman Filter Adaptive Control	$\mu$ synthesis LQG/LTR
설계 영역		주파수 영역	시간영역	주파수 영역 (상태공간 모델)

〈그림 4〉 일반적 제어시스템의 구조



〈그림 5〉 제어법칙 설계의 흐름



다. 구동장치

이 절에서는 FBW FCS의 중요 구성요소중의 하나인 구동장치 메카니즘에 관하여 논의하기로 한다. 항공기용 구동장치로서 고출력 전기 모터가 현재 개발중에 있지만, 아직까지는 일반적으로 차중당 출력비(power to weight ratio)가 가장 높은 유압장치가 사용되고 있다.

1. 유압 구동장치(Hydraulic Actuating System)

유압 시스템은 크게 나누어 다음과 같이 3부분으로 구별될 수 있다. 그 첫 번째는 유압기름(hydraulic fluid)의 창고인 유압원(hydraulic reservoir)과 고압을 발생시키기 위한 유압펌프이며, 출력 증폭과 유압유의 방향/유량을 제어하는 서보밸



브가 그 두 번째이며, 마지막으로 실제의 구동부위인 유압 실린더가 있다. 일반적으로 항공기에 적용되는 유압계통은 신뢰도를 높이기 위하여 2중 구조의 유압시스템을 사용하고 있다. 따라서, 한 유압 시스템이 고장상태에 있더라도 FCS는 다른 유압시스템에 의하여 이상없이 작동되게 된다. 한편, 유압시스템 내의 dual master control valve는 유압에 의하여, 또는 기계적 입력에 의하여 유압 실린더를 조정하게 되며, 이 유압 실린더에 기계적으로 연결된 항공기의 각 조종면이 FCS나 backup mode시 기계적 조종에 의하여 제어될 수 있게 된다.

## 2. 구동장치 사양

위에서 언급한 유압 시스템을 설계할 때 가장 중요한 것은 통합서보 구동장치(Integrated Servo Actuator, ISA)의 성능사양이며, 이는 항공기의 성능제원과 비행제어법칙 설계와 밀접한 상관관계를 갖고 있다. <표 5>는 ISA의 사양 결정시 필요한 주요사항을 명시하였다.

<표 5> Performance Requirements for ISA

요구되는 Spec.	고려되어야 할 사항
Max. stall load (kg)	저고도/최대 속도 비행시 최대 상승/하강 또는 최대 Rolling/Yawing이 조종면에 미치는 Hinge Moment
Stroke	각 조종면의 최대 변위
Max. speed (mm/sec)	제어법칙 설계시 과도응답 특성 요구 조건
Bandwidth (Hz)	제어법칙 설계시 과도응답 특성 요구 조건
Static/Dynamic Stiffness (Kg/mm)	제어법칙 설계 요구조건
Load Characteristics (Kg) Constant Load Dynamic Load	제어법칙 설계 요구조건
Resolution) (xx % of total travel)	3축 제어의 정상상태오차 범위

### Ⅲ. 종합의견

이상에서 비행조종계통의 발전추세와 더불어 FBW의 구성 및 그특징을 살펴보았다. 주지한 바와 같이 FBW FCS 설계기술은 항공/기계/전기/전자공학이 공히 관련되며, 향후 전투기 및 무인 항공기 개발에 필수적인 기술로서, 그 설계 결과에 의하여 항공기의 성능이 결정된다고 하여도 과언이 아니다. 따라서 선진국에서도 이에 대한 설계기술을 핵심 첨단기술로 분류하여 계속 발전시켜 나가고 있으며, 이에 대한 기술이전을 기피하고 있는 실정이다.

그러므로 국내 항공산업의 도약을 위해서는 이 분야에 대한 각 구성요소의 중요성인식과 더불어 그 핵심기술들을 도출하여 산학연 합동의 연구가 활성화 되어야 하며, 이를 통한 국내 자체 기술습득으로 인하여 최신 항공기 개발의 장벽 및 해외 의존도를 탈피할 수 있을 것으로 판단된다.