

항공기의 디지털 제어

박 춘 배

인하대학교 기계항공자동화공학부

1. 개요

비행의 안전을 위하여 여러 가지 비행제어장치가 필요하게 되었다. 센서나 제어장치에는 많은 전자부품들이 사용되는데 기계장치보다 고장률이 3배나 높고, 진자와 장애가 발생하는 등 신뢰성을 확보하지 못하여 1960년대까지 조종간에서부터 실제 공기력을 변화시키는 조종면까지의 모든 경로를 기계장치로만 구성하는 조종계통을 채택하여 왔다.

차세대 제방전투기로서 F-16을 설계하면서 과감하게 컴퓨터에 의한 디지털 전기신호제어(Fly By Wire, FBW)를 채택하여 기존의 제어계통 설계에서 얻을 수 없었던 이점을 확인할 수 있었다. 최근에는 민간 여객기인 보잉 777에 디지털 제어 방식이 채택되었고, 새로운 규격을 제정하여 인증을 마치고 서비스 운항을 하고 있다.

항공기의 제어계통을 설계하는 과정은 먼저 대상 항공기의 임무와 용도에 따른 조종 및 제어계통에 대한 요구 사항으로부터 시작된다. 주어지는 요구사항에는 각각의 비행 모드에 따른 오차의 범위와 시간적 거동에 대한 정량적 사항과 비행시간 대비 고장확률로 주어지는 신뢰성 사항이 포함된다. 요구사항을 만족하는 구성과 직용할 제어법칙 등을 결정하면 시제품을 개발하고, 탑재 소프트웨어를 작성하여 시험평가를 수행하면서 요구사항을 만족하는지의 여부를 검증하면서 수정을 계속하여 세부사항까지 개발을 완료하게 된다.

이 논고에서는 항공기의 실용적인 디지털 제어장치를 개발할 때 고려할 사항들을 광범위하게 논의하고 시험평가 방법을 설명하였다.

2. 항공제어의 발달과정

간단한 조종계통은 조종사의 힘에 의해 직접 움직이는 인력조종계통이다. 그림 1의 예와 같이 조종간을 당기면 연결봉이나 강선에 의해 엘리베이터의 힌지에 변위가 진행되고, 엘리베이터 변위에 의한 힌지 모멘트는 다시 연결봉이나 강선을 통하여 조종사 손에 전달된다. 현재도 소형 항공기에서는 인력조종계통이 사용되고 있으며 중량에 비하여 가장 효과적이고 신뢰성 있는 장

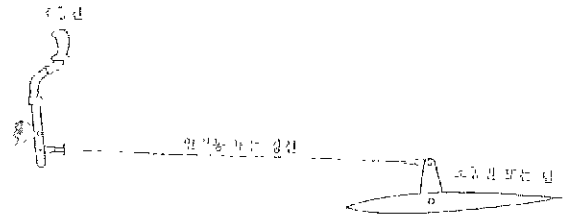


그림 1. 인력조종계통.

치라는 것이 입증되고 있다.

항공기의 크기가 커지거나 속도가 빨라지면 조종사의 손이나 발에 전달되는 힌지 모멘트가 너무 커져 인간의 힘으로는 움직일 수 없는 한계에 부딪히기 때문에 그림 2와 같이 유압이나 공압장치가 조종사 힘을 대신해서 조종면을 움직이게 된다.

유압에 의한 조종계통은 조종사 손에 느껴지던 공기력이 전달되지 못하기 때문에 조종간에 조종면의 힌지 모멘트가 일부 전해지도록 만들거나 스프링이나 다른 유압장치를 이용하여 인위적인 조종감을 만들어 조종간에 가하는 방법이 사용되고 있다.

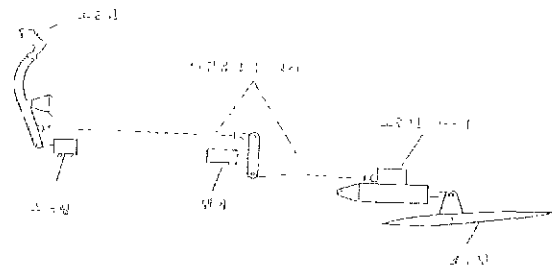


그림 2. 유압에 의한 조종계통.

조종입력이 유압을 통하여 조종면에 전달되기 때문에 그림 3과 같이 조종사의 조종입력과 병렬로 전자장치에 의한 추가적인 조종입력을 추가할 수 있게 되었다. 이런 종류의 장치로는 자동조종장치(autopilot system), 안정성 증대장치(stability augmentation system, SAS), 명령증대장치(command augmentation system, CAS) 및 능

동제어비행체(control configured vehicle, CCV) 등이 있다. 이를 통하여 정안정성의 완화, 기동하중의 경감, 구조변형 억제 및 돌풍 하중(gust load)의 완화 등이 가능하다.

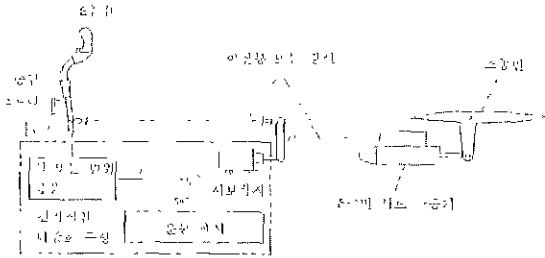


그림 3. 자동조종장치가 부가된 조종계통.

항공기 성능 향상을 위하여 컴퓨터를 통하여 조종신호를 만들고 이 신호로 유압 밸브를 제어하는 방법이 고안되었다. 전기적으로 작동되는 유압 밸브로 바꾸고 이 장치를 작동기 근처에 설치한다. 그림 4와 같이 조종간과 유압 밸브 사이의 연결장치를 다중경로의 전기적인 신호로 대체함으로써 손상되기 쉬운 유압 파이프의 길이를 줄여 신뢰성을 높이는 동시에 유압 파이프가 차지하던 중량이 줄어들어 항공기가 가벼워지는 효과를 얻을 수 있다. 이와 같이 조종간에서 유압 작동기까지를 전기 신호로 연결하는 방식을 전기신호제어(fly-by-wire, FBW)라고 부른다. 기계계통들이 신뢰성이 상대적으로 떨어지는 전기계통으로 대체되면서 전체 항공기의 신뢰성 확보가 중점과제로 부각되었다.

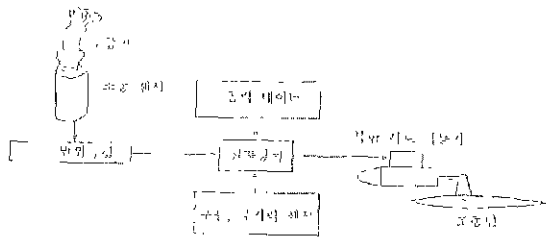


그림 4. 전기신호조종 계통.

본격적인 디지털 제어 시스템의 연구는 F-8 연구기를 이용한 시험평가에 의하여 이루어졌다. NASA에서는 1970년대에 F-8을 이용한 디지털 전기신호제어의 연구를 통하여 디지털 컴퓨터를 사용하면 제어법칙의 선택에서 융통성을 갖게되며, 다중화에 의한 신뢰성이 크게 향상된다는 것을 입증하였다. 또한 새로운 조종계통에 의해서 기존의 조종계통으로는 불가능하던 비행특성을 얻을 수 있었다^{3,4}.

수송기에서 FBW가 조종성 향상에 기여하는 정도를 검토하기 위하여 C-141에 2 축 사이드암(side arm) 조종

간과 명령증대장치를 달고 시험하였다. 비행시험 결과는 조종사의 임무 부담을 현저하게 경감시키는 것으로 나타났다. 기존의 조종계통으로 큰 기동비행을 하려면 조종력이 너무 크게 필요하던 반면에 작은 조종력으로 별로 힘들이지 않고도 큰 비행을 정밀하게 조종할 수 있었다⁴.

이러한 좋은 특성에도 불구하고 1970년대 초반까지는 FBW 조종계통이 전체 중량에서의 이득을 얻기가 어렵기 때문에 경량 전투기에서 채용이 되지 않았으나 YF-16 설계에 FBW 조종계통이 적용되어 기동성, 중량, 가격 면에서 좋은 성과가 확인되면서 급속도로 여러 전투기에 적용되었다. 1978년에는 완전한 FBW 조종계통을 채용한 F-16 양산기가 생산되었다^{5,6}.

디지털 전기신호제어 조종계통은 단순히 기계적인 연결장치를 단순화시킨다는 이점을 뛰어넘어 복잡한 조종문제를 디지털 컴퓨터에 의하여 해결할 수 있게 되어 고성능 항공기나 우주왕복선에서 각광받게 되었으며, 최근에는 민간 여객기인 보잉 777에서는 완전한 디지털 제어를 채용한 조종계통을 채택하여 FAA의 인증을 받기에 이르렀다.

3. 전기신호제어(FBW)

디지털 비행제어 계통의 기술요소를 구분하면 전기-기계 인터페이스, 고장탐지 및 대책, 복수의 입력에 복수의 출력을 가지는 페루프 시스템에 관한 제어기 설계 기술, 그리고 공중에서의 낙뢰에 의한 전자회로의 오동작 방지 등이다. 디지털 비행제어 계통에서는 다중화의 형태를 어떻게 취하느냐에 따라 비용, 중량, 신뢰성 등이 크게 변화한다.

3-1. FBW의 구성형태

다중화 시스템 중에서 2개가 고장나더라도 계속 동작하려면 적어도 3중 이상의 다중화가 필요하며 고장탐지 능력이나 신뢰성 요구조건에 따라 다중화 채널을 늘려 4중으로 구성한다. 예를 들어 F-18의 디지털 FBW 조종계통은 4중 구성이다. 입력부분으로 4중의 자이로와 가속도계가 들어있으며 조종 조작을 검출하는 센서를 포함하여 기본적인 입력계통을 구성하고 있다. 비행제어 컴퓨터 4 개가 각각의 다중화 채널을 구성하고 있다⁷.

전기신호조종 계통의 다중화는 많이 하면 할수록 좋을 것 같지만 너무 많은 다중화는 고장탐지와 고장분리 계통이 복잡하게 되어 중량과 비용만 증가하고 더 이상의 신뢰성 향상이 이루어지지 않으므로 대개 삼중구조나 사중구조가 일반적이다.

다중화의 개수도 구성에 중요하지만 다중화 된 부품끼리 어디까지 독립적으로 교체될 수 있는지도 중요하다. 가장 간단하고, 쉽게 구현할 수 있어 가격이싼 3 채널 FBW 구성을 그림 5에 보였다. 그림에서 이차 서보

작동기는 조종면 서보의 제어 밸브를 움직이기 위해 전기적인 입력으로 동작하는 별도의 작은 작동기를 말한다. 다중화 채널끼리의 신호 교환은 컴퓨터의 병렬 데이터 통신을 통하여 이루어진다.

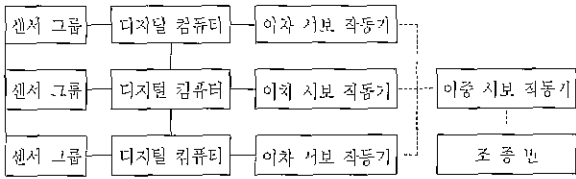


그림 5. 간단한 삼중구조 FBW 조종계통

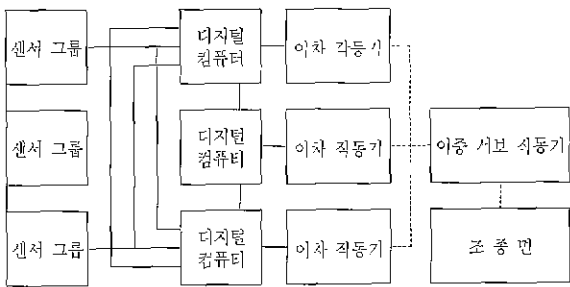


그림 6. 입력정보 교환이 있는 삼중구조 FBW 조종계통.

센서에서 조종면 작동기까지 삼중구조로 되어 있지만 똑같은 계통이 세 번 들어가 있고 각각의 다중화 개통끼리 완전히 독립되어 있다면 작동 중에 어느 한 부품이라도 고장난다면 계통 전체를 바꾸는 수밖에 없다. 반면에 같은 삼중의 다중화 구조이지만 단위 부품끼리 각 단계별로 개별적인 고장탐지가 가능하고 고장에 대비하여 부품 수준에서의 변경이 가능하다면 신뢰성이 대폭 향상될 것이다.

컴퓨터와 센서끼리의 접속을 선택적으로 할 수 있는 삼중구조 FBW 시스템을 그림 6에 보였다. 여기서는 삼중으로 구성된 센서 그룹의 신호가 아날로그 상태로 세 채널의 디지털 컴퓨터로 들어가고 있어 센서와 컴퓨터끼리는 완벽하게 데이터 교환을 할 수 있게 된다. 이차 작동기와 컴퓨터끼리는 일대일 대응이 되어 컴퓨터나 이차 작동기 중에 하나가 고장나면 두 가지 모두 사용하지 못하는 경우가 생기므로 신뢰성에서 취약하게 된다. 이를 해결하려면 이차 작동기와 컴퓨터를 연결하는 방법도 센서 그룹과 마찬가지로 서로 정보 교환이 이루어지도록 만들어야 하지만 전선이 너무 많아 복잡해진다.

전기신호를 각각의 전선을 통하여 연결시키지 않고 가까운 부위의 신호들을 디지털로 변환하고 멀티플렉서를 통하여 공통 데이터 버스에 실으면 이 신호가 필요한 곳에서 디멀티플렉서를 통하여 골라내어 원래의 디지털 데이터로 바꾸어 사용하는 방법이 전선의 복잡

성을 줄인다. 데이터 버스는 개별적인 전자기기끼리 여러 가지 형태의 디지털 데이터를 주고받기 위해서 공통으로 사용하는 신호선이다. 버스를 사용함으로써 측정 데이터, 계산결과 등의 데이터를 공통으로 사용할 수 있으며, 표준화된 버스를 채택하면 항공기의 임부가 추가되거나 변경될 때에 전자장비를 쉽게 교체할 수 있다. 항공기에서 널리 사용되는 표준 데이터 버스는 군용인 MIL-STD-1553과 민간 여객기용 ARINC 429이다⁸.

하나만 설치된 센서는 이중으로 설치된 센서이든 멀티플렉서/디멀티플렉서를 통하면서 3 중의 다중 데이터 버스에 모두 연결되기 때문에 모든 컴퓨터가 어느 센서든 읽을 수 있다. 컴퓨터는 세 개의 개별적인 멀티플렉서를 통하여 데이터 버스와 연결되므로 하나의 데이터 버스에 대해 제어권을 가지고 있으면서 나머지 두 개의 데이터 버스에 도 응답할 수 있다. 프로그램의 통제에 의해서 어느 데이터 버스가 제어에 사용될 것인지가 결정된다.

3.2. 유압원

유압원은 엔진으로 구동되는 유압 펌프가 기본이 되며 보조로 전기로 구동되는 유압 펌프가 함께 사용되기도 한다.

각각의 작동기 채널은 개별적인 유압 공급원과 연결되어 있어야 하나의 채널이 고장났을 때 다른 채널을 손상시키지 않는다 따라서 개별적인 유압 공급원 사이에 전달밸브를 설치하여 고장 채널 대신에 유압을 공급할 수 있도록 한다. 전달 밸브는 밸브 이후의 흐름에서 생기는 누설을 감지해야하고 한 개 이상의 유압계통으로부터 작동유의 손실을 막을 수 있어야 한다. 이렇게 했을 때의 고장률은 백만 시간 당 20회 정도이다.

3.3. 전원계통

삼중이나 사중으로 다중화된 디지털 FBW 비행제어 계통은 하나의 전원이 고장났을 때 다른 전원으로 교체되는 과도기간에 전원 공급의 중단이 일어나지 않아야 한다는 요구를 만족해야 한다.

항공기의 전원은 엔진으로 구동되는 교류발전기 또는 직류발전기가 있으며, 비상용으로 유압 모터에 의해 구동되는 직류 또는 교류 발전기가 있을 수 있다. 전력 공급의 과도현상을 막기 위해 배터리가 사용되기도 한다. 항공기마다 적용한 전원의 종류나 형태가 다양하지만 전자기기에 사용되는 전원은 직류이므로 교류발전기의 전원은 트랜스, 정류기, 매선 등을 거쳐 공급된다.

교류와 직류에 대해 송전선을 각각 따로 두고 있으며 이중의 송전 선로끼리는 연결 스위치로 묶여 있는데 이것은 송전선에 단락이 생긴 고장이 발생하더라도 송전선을 분리시키기 위함이다. 발전기, 트랜트-정류기, 매선 등 어느 것이든 두 개까지 고장나도 모든 채널이 정상적으로 작동되어야 한다.

3-4. 센서와 컴퓨터

센서와 컴퓨터는 고장을 탐지할 수 있어야 하고 탐지된 고장을 분리하는 방법이 용이해야 FBW 구성으로 이용될 수 있다. 고장을 탐지하는 자체진단은 연속감시 기능에 의해서 얻어진다. 자체 진단을 구현하는 요소로는 센서, 컴퓨터 및 작동기를 고려할 수 있지만 작동기에 대해서는 이차 작동기를 어떻게 구성하느냐에 따라 크게 달라지며 설계 절충 과정에서 중요한 부분을 차지한다.

조종사의 조종입력을 측정하는 조종간 센서는 매우 중요하다. 여러 가지 가능성 있는 센서 종류 중에서 가장 신뢰성 있고 저렴한 가격의 센서는 LVDT이다. 이 센서에서는 선형 변위에 비례한 교류신호가 출력되는데 두 개의 이차 코일에서 나오는 전압의 차이는 출력이고 합은 항상 일정한 크기가 되어야 하므로 이 신호를 연속적으로 감시하여 자체진단 기능을 갖도록 만든다.

3-5. 작동기

삼중구조의 다중화 전기신호가 이차 작동기에 들어가면 전기신호에 따라 이차 작동기가 움직이고, 이차 작동기는 서보 밸브를 움직인다. 서보 밸브는 작동유의 흐름을 조절하고 이차 작동기의 변위를 추종하는 자체의 레귤레이터가 이루어지면서 조종면 서보 작동기가 움직이게 된다. 조종면 서보 작동기는 파워 작동기(power actuator) 라고도 부르는데 이 작동기가 조종면을 움직인다. 따라서 이차 작동기가 신뢰성 있게 동작하면 그 이후는 고신뢰도의 유압 제동이므로 전체적인 신뢰성 제고를 위하여 이차 작동기의 다중화가 중요한 요소가 된다.

4. 디지털 제어계통 설계

디지털 FBW 조종계통을 설계할 때 요구조건으로 주어지는 사항들은 기능, 성능, 신뢰성, 안전성, 정비성, 작동 환경 및 소프트웨어 등이다. 이러한 항목의 요구사항은 경우에 따라 서로 상충되기도 하지만 여러 가지 실제 운영에서부터 비롯되었다. 상충되는 요구조건들을 서로 가감하여 절충을 취해나가 실제적으로 작동할 때 하나의 통합 시스템에서 최적의 상태가 되도록 조합시키는 것이 FBW 조종계통의 설계에서 해야할 일이다.

4-1. 기능

비행제어 시스템의 조종 모드는 정적으로 불안정한 항공기의 안정성 증대, 기동하중 제어, 능동 탑승감 제어, g 와 반응각과 같은 비행영역의 제한 및 직접력 제어에 의한 운동 모드 제어 등이다. 이 기능들 중에서 설계하려는 항공기에서 구현해야 되는 요구사항에 따라 정한다. 구현하려는 기능 전개가 이루어져야 센서의 종

류와 조종면의 종류 및 제어방법이 결정된다. 제어하려는 운동 모드가 다양할 때는 그 운동을 완전하게 관측할 수 있는지의 여부를 순수 이론적인 측면에서 검증해야 하며, 역시 주어진 조종요소로 의도하는 모든 운동 모드가 제어가능한지도 검증해야 한다. 이론적으로 관측 가능하고 제어 가능하더라도 실제 적용에서는 조종면에 의해 발생하는 힘이나 모멘트가 부적절할 수도 있다.

4-2. 성능

디지털 조종계통에 의해서 항공기의 비행성(flying quality)이 현저하게 향상되므로 항공기의 모든 성능이 정상적으로 작동할 때 MIL-F-8785C의 수준 1을 만족해야 한다⁹. 고장이 생기고 FBW 조종계통에서 이 고장을 탐지하여 정상작동 상태에서 분리하고 다른 다중화 요소로 그 기능을 대신하게 조치하는데 따른 과도상태에 대한 요구사항은 다중화 구성 방법과 특히 작동기 구성에 영향을 주기 때문에 성능 요구사항으로 필요하다.

4-3. 신뢰성

디지털 FBW 조종계통에서의 신뢰성은 조종 채널, 서보 작동기, 센서뿐만 아니라 전원이나 유압원의 다중화 구성에 영향을 미치기 때문에 설계에서의 신뢰성 요구사항을 정량적으로 결정하기는 대단히 복잡하고 예민한 문제에 속한다. 신뢰성 요구사항을 정량적으로 설정하는 합리적인 방법은 기존의 조종계통의 고장률에 관한 경험을 토대로 정하는 것이지만 신뢰성이란 높으면 높을수록 좋다는 인식 때문에 언제나 최근까지의 고장률보다 현저하게 향상된 목표를 설정하는 것이 일반적이다.

참고로 미공군의 자료에 의하면 지난 1964년부터 1973년 동안 통상적으로 사용되던 군용 항공기의 사고률을 보이면 표 1과 같다.

표 1. 미군의 항공기 사고율.

| 기 종 | 고장 원인 | | 합 계 |
|--------|--------|------|------|
| | 비행조종장치 | 유압장치 | |
| 공군 전투기 | 54.6 | 35.1 | 89.7 |
| 해군 전투기 | 55.0 | 34.7 | 89.7 |
| 수송기 | - | - | 5.5 |
| 헬리콥터 | 19.2 | 9.6 | 28.8 |

높은 신뢰성으로 작동되기 위해서는 다음 사항을 잘 조합하여 설계해야 하는데 FBW 계통 설계에서 가장 까다로운 절충사항이 될 것이다.

- 다중화 채널 수
- 신호끼리의 상호 정보교환 방법
- 비행 전 또는 비행 중의 자체 검사 방법
- 고장 감시 방법

- 복잡한 구성의 감소
- 고도의 신뢰성 있는 부품 사용

4.4. 정비성

정비성은 하나의 임무를 수행했을 때 그 시스템이 계속 작동할 수 있는 확률로써 나타낸다. 활주로에서의 정비는 우선 고장여부를 확인하는 절차와 간단한 수리를 포함한다. 외부의 자동검사장비나 조종사의 도움없이도 프로그램이 작동하면서 자체적으로 행하는 검사(Built in Test, BIT)를 의미하는데 일반적으로 고장의 90 내지 95%를 발견할 수 있으며 그 시간도 선 연결 등의 시간을 제외하면 1 분 이내가 소요된다. BIT에 의해 발견되는 고장은 교체할 수 있는 부품인 경우는 그 위치가 표시되어야 한다. 작동기 고장을 제외하고 이 정비에 소요되는 시간은 약 15분 이내이어야 한다.

정비성에 대해 가장 직접적인 관심사는 정비기술이 안전한 제어 시스템을 보장해야 한다는 것이다. 쉽고 빠르게 정비하는 기술, 숨어있는 고장을 발견하고 방지하는 기술, 이러한 성능을 최소한의 프로그램 가격으로 제공하는 기술이 정비성을 확보하는 길이다.

4.5. 운영환경

기계식 조종계통은 운영환경의 영향을 비교적 적게 받았다. 기계적인 충격, 가속도 및 진동의 영향만 고려하면 문제가 없었다. 그러나 디지털 조종계통은 센서와 컴퓨터가 핵심을 이루고 있으므로 이런 전자장치가 작동환경의 영향을 받아 오동작하거나 손상을 입었을 때는 항공기 전체의 안전에 큰 영향을 미치게 되었다. 운영환경 요소로는 진동, 충격, 가속도, 온도, 그리고 습도를 들 수 있으며 전자장치에 영향을 줄 수 있는 요소로는 낙뢰와 전자기 장애(Electro-magnetic Interference, EMI)를 들 수 있다.

디지털 조종계통에서 번개에 의하여 잠깐동안이지만 전진이 생긴다거나 예민한 전자장치에 장애를 가져왔을 때는 심각한 문제를 발생할 수 있기 때문에 낙뢰에 관한 대비는 충분해야 하며 사전에 시험을 거쳐야 한다. 특히 최신의 고성능 전투기는 전천후 작전의 기회가 많아지기 때문에 번개에 노출될 가능성은 점점 더 증가하는 추세에 있다. 통계에 의하면 번개를 맞을 확률은 10⁵ 비행시간 당 0.7 내지 40 회 정도이다.

EMI에 대한 대책은 전자장치 자체의 대책이 있어야 하지만 시스템 전체로서의 대책도 아울러 주어져야 한다. 전자기 장애는 스스로가 전자파를 내놓아서 주변기기에 장애를 줄 수 있으며 주변기기에서 나오는 전자파에 의해서 장애를 받을 수도 있는 상호 관련성을 갖는다. 군용 항공기의 디지털 조종계통의 EMI에 대해서는 MIL-STD-461(A)의 요구 사항을 적용한다.

4.6. 소프트웨어

조종계통의 형상이 결정되고 다중화 방법이 정해졌다면 이를 구현하는 소프트웨어를 개발하고 시험하여 확인하는 방법이 설정되어야 한다. 디지털 조종계통을 개발하는데 사용되는 소프트웨어를 네 가지의 서로 다른 기능으로 구분하면 운영체제(OS), 작동 프로그램, 기능검사 및 고장분리 프로그램, 그리고 지원 소프트웨어 등이다.

작동 프로그램은 비행 중에 작동하는 프로그램으로써 집행을 관장하는 제어 모듈이 있고 입출력 신호의 흐름에 따라 입력신호관리, 제어법칙계산, 작동기 신호관리가 이루어지며 그 사이사이에 비행자료의 관리와 자체 고장탐지(Built in Test, BIT)가 행해진다. 작동 프로그램의 각 기능별 프로그램이 차지하는 메모리 비율과 사용 번수의 메모리 비율을 F-18 FBW 조종계통 프로그램의 예를 들어 표 2에 보였다.

표 2. 작동 프로그램의 메모리 사용 비율

| 기능 | 프로그램 메모리 | 번수 메모리 |
|----------|----------|--------|
| 집행제어 | 7.8 | 19.6 |
| 입력신호관리 | 8.7 | 20.4 |
| 제어법칙 계산 | 30.1 | 35.3 |
| 작동기 신호관리 | 8.8 | 16.0 |
| 자체 고장탐지 | 40.8 | 6.2 |
| 비행자료 관리 | 3.8 | 2.5 |
| 합 계 | 100.0% | 100.0% |

5. 고장대책

디지털 비행제어 시스템은 완화된 정안정성 및 높은 수준의 기동성 확보를 기본으로 하고 있으므로 항공기의 안정성에 저해가 발생하거나, 장비에 고장이 발생할 경우에도 계속적인 운용 및 안전을 확보하기 위한 조치로 비행제어에 관련된 각각의 부품들을 다중화 하고 관리한다. 다중화 관리는 구성 요소에 대해서 고장이 발생한 시스템을 감지하고, 분리시켜서 건강한 채널의 값을 이용하여 시스템 행상을 재구성하는 것으로 요약될 수 있다.^{10,11}

고장을 진단하는 방법으로 상호비교법과 자체 모니터링의 두 가지가 널리 사용된다. 상호비교법서는 두 개 혹은 다수의 채널로부터 검출된 신호들로부터 다수결 원리에 의해 고장난 신호를 검출해낸다. 자체 모니터링에서는 다른 채널들에 의한 자료나 기준 없이, 한 채널 안에서의 시스템 요소들을 감시한다. 자체 모니터링은 주로 감지된 자료가 의미 있는지를 검사하거나 센서 추적신호 또는 비행제어 컴퓨터의 자기 진단 등에 사용된다. 이러한 고장진단은 하드웨어 및 소프트웨어를 통해 구현할 수 있다.

시스템의 형상 재구성은 고장을 분리시키는 것과 비

스한 과정을 거치게 되는데 센서가 고장을 일으켰을 때 대체 가능한 센서로부터 자료를 공급받거나 고장나지 않은 컴퓨터로부터 메모리와 자료를 이송 받는 것 등으로 들 수 있다.

5-1. 상호비교법(Cross Channel Monitoring)

3중 혹은 4중의 다중화 구조인 디지털 비행제어 시스템이 운영되고 있을 때, 어느 한 채널의 고장은 각각의 채널 결과를 서로 비교하여 표결로서 탐지된다. 이 때의 표결은 엄밀한 의미에서는 다수의 채널이 같은 값을 가질 때를 정상으로 인식하는 다수결 원리에 의해 지배된다. 선택된 신호는 평균치, 중앙값 또는 다른 신호일 수도 있다. 고장탐지는 각각의 입력신호를 선택된 신호와 제한 값과 비교하여 이루어진다. 만약에 입력신호가 제한범위의 값을 벗어나면 그 신호는 고장이라고 볼 수 있다. 따라서 제한범위를 결정하는 일은 표결 시스템을 설계하는 데에 있어서 매우 중요한 요소이다. 제한범위가 너무 크면 고장난 신호를 검출하기까지 과도시간이 많이 소요되어 그만큼 고장탐지에 걸리는 시간이 길어질 것이며, 제한범위가 너무 작으면 정상적인 신호를 고장이라고 오판하게 되는 결과를 초래할 것이기 때문이다.

5-2. 자기감시법(Inline monitoring)

디지털 비행제어 시스템에서 두 개의 채널만이 작동할 때, 정상적인 기능을 유지할 수 있는 능력은 각 시스템 요소에 적용된 자체 모니터링의 효율에 달려있다. 따라서 센서, 컴퓨터 및 작동기를 설계할 때 자체 모니터링을 위한 하드웨어와 알고리즘을 포함하는 것을 고려해 볼 수 있다¹². 많은 디지털 비행제어 시스템이 4중구조의 다중화 시스템을 채택하고 있는데, 이는 두 개의 채널이 고장나도 정상적인 기능을 유지하려는 의도이다. 이 때 4번째의 채널은 단순히 표결장치로서만 작동하지만 효과적인 자체 모니터링을 사용하면 3중 구조로서도 정상적 동작을 지속할 수 있게 된다.

디지털 비행제어 시스템의 동장은 효율적인 자체 모니터링 기법을 사용함으로써 채널의 다중화를 줄일 수 있는 가능성을 제시하게 되었다. 다중화 수준이 줄어들수록 부피와 무게, 전력 및 경제성의 이득은 그만큼 커지기 때문에 시스템의 각 요소에 적용되는 자체 모니터링 기법의 효율성은 매우 중요한 의미를 갖는다.

5-3. 탑재 컴퓨터의 자기감시

탑재 컴퓨터는 다중화 요소 중에서도 가장 핵심적인 역할을 하는 요소이며, 센서와 작동기 등의 자체 모니터링을 담당하고 있기 때문에 탑재 컴퓨터의 자기감시는 매우 중요하다.

디지털 컴퓨터의 자기감시 기능은 하드웨어와 소프트웨어에 의해 복합적으로 구성됨으로서 가능하다. 전

력과 클럭(clock)은 소프트웨어가 구동되기 전에 정상적으로 작동해야 하며, 이러한 요소들의 고장은 하드웨어적으로 검출되어야 한다.

전력제동, Watch Dog Timer(WDT), 메모리 제어 진단 등이 일반적인 컴퓨터의 자기감시 기법이다. 구체적인 하드웨어 기법은 여러 가지가 존재할 수 있다. 이 중에서 WDT는 컴퓨터가 오동작 하고 있는 것을 감지하기 위해서 사용된다. 특정시간 주기로 작동되는 타이머 하드웨어는 고장신호를 발생하는데 소프트웨어는 설정된 시간이 지나기 전에 타이머 하드웨어를 초기화해야 한다. 이것이 제대로 실행되지 않으면 고장으로 인식된다. 따라서 WDT는 컴퓨터의 클럭 및 컴퓨터가 작동중지, 혹은 무한 루프에 빠져 있는 것을 감지한다. 이외에도 메모리 패리티 검사 등이 전체 시스템을 감시한다.

5-4. 센서의 자기감시

센서의 경우에는 항공기의 안정성 및 제어에 필수적인 두 가지 형태의 감지기를 예를 든다. 그 하나는 조종사의 입력을 감지하거나 작동기의 피드백 요소로 사용되는 LVDT이고, 다른 하나는 각속도 차이로이다. LVDT는 일차 코일에 일정한 진폭의 교류를 인가한 상태에서 두 개의 이차 코일에 유기되는 전압을 측정하는 센서이다. 고장 감시를 위해서 이차 코일의 출력을 기준 전압과 비교하는데 정상 동작 시에는 이차 코일의 함은 일정하며 기준전압과 같다. 변위는 이차 코일 두 개의 차이로 측정된다. 이러한 특성을 이용하면 모든 고장에 대해 100%의 고장 진단을 할 수 있다.

통상적인 스프링리지 각속도 차이로 고장 모드는 영 전압 출력, 측정한계의 초과, 출력의 영점 변화 및 이득 변화 등이다. 이 중에서 영 전압 출력, 측정한계의 초과는 완전하게 감시 가능하며 전체 고장에서 차지하는 비율이 90% 정도이다. 다른 고장모드는 시스템의 성능에는 영향을 주지만 안전과는 관계없다. 그리고 이러한 고장들 중 다수는 비행 전 지상시험에서 차이로에 알고 있는 토크를 인가하여 출력을 실패함으로써 미리 고장을 검출할 수 있다.

5-5. 작동기의 자기감시

유압 작동기에서 자기감시법으로 고장을 검출해 내는 방법은 여러 가지가 있지만 대부분은 작동기의 동력학을 이용한다. 유압 작동기가 이중 구조로 설계되어 각각의 실린더 변위가 서로 합해지도록 기계적으로 연결되어 있다고 가정하자. 컴퓨터에서 각각의 작동기에 신호를 주어 조종면을 움직이려고 할 때 차동 압력계로 실린더 유압의 입구와 출구 압력을 측정하여 고장을 검출한다. 실린더 차압의 극성은 작동기가 어느 방향으로 움직이려고 하는가를 알려주며, 엉뚱한 방향으로 움직이려고 하는 작동기는 고장이라고 진단할 수 있다.

자기감시와 고장 분리는 차동 압력계, 차단 밸브 및

알고리즘의 조합으로 구성된다. 직용될 알고리즘은 비행제어 컴퓨터가 담당할 수도 있지만 특정 칩이나 카드로 구현하는 것이 더 높은 신뢰성을 확보할 수 있다.

6. 제어법칙

높은 반응각 비행이나 고기동성 등의 일등히 향상된 성능을 갖는 첨단 항공기가 등장하면서 비행제어 시스템의 제어법칙에 대한 새로운 설계기법의 필요성이 대두되었다. 이러한 항공기에는 강한 비선형성과 시스템 변수의 불확실성이 존재하기 때문에 고전적인 설계기법으로는 요구조건을 만족시킬 수 없기 때문이다.

현재까지는 기동성과 비행영역의 확대에 기인한 여러 가지 불확실성 상황에서 적용 가능한 다양한 현대 제어이론의 출현에도 불구하고 기술적으로 입증된 고전적 제어이론을 이용하여 비행제어법칙을 구현하고 있다. 그러나, 최근 제어기술의 발달과 더불어 기존 제어법칙의 성능향상 및 설계 효율성을 고려하여 현대 강건 제어이론의 적용을 시도하면서 그 적합성을 검증하고 있다.

6-1. 연구 현황

강건 제어법칙을 적용하여 항공기의 디지털 비행제어 시스템을 설계하는 연구가 활발히 진행되고 있다. 특히, 유럽에서는 몇몇 국가를 중심으로 GARTEUR(Group for Aeronautical Research and Technology in EuRopc) Action Group FM(AG08)이라는 산·학·연 연구기관을 결성하여 민간 항공기와 높은 반응각 균용 항공기에 대한 강건 제어법칙 설계를 수행하였다¹³⁻¹⁵.

국내에서는 국방과학연구소를 중심으로 디지털 비행제어 시스템에 대한 고전적 제어법칙 설계가 수행되었고, 이에 대한 실제적인 적용도 시도되고 있다. 강건 제어법칙 설계기술은 최근에 국방과학연구소의 장기기초 연구과제로 수행되고 있다.

최근에는 국내의를 막론하여 무인항공기(Unmanned Aerial Vehicle, UAV)와 초소형 비행체(Micro Air Vehicle, MAV) 관련 항공제어 시스템의 제어법칙 연구가 활발하게 이루어지고 있다. 무인항공기의 다양한 용도와 구성의 특징에 의해 많은 연구 결과가 기대되고 있다.

6-2. 강건 제어이론

제어대상 시스템이 다양하고 복잡하게 됨에 따라 보다 안정하고 정밀한 성능을 보장하는 제어이론들이 연구되고 있다. 지난 수년동안 여러 가지 제어이론들이 연구되어 왔는데, H_{∞} , 무합성(μ -Synthesis), LQ (Linear Quadratic) 최적제어, 고유구조 지정, 피지 논리 제어, Multi-Objective Paramter Synthesis, 예측제어

(Predictive Control) 등과 같은 이론들이 특히 많은 관심을 받았다. 이러한 제어이론들은 기본적으로 다변수 시스템을 대상으로 하고 있으며, 다변수 제어기 설계에 따른 성능 향상, 설계과정의 효율성 등 여러 가지 장점을 지니고 있다.

제어이론들은 실제 산업현장에서 많은 시행 착오를 거쳐 높은 정밀도와 신뢰성이 요구되는 경우에 주로 적용되고 있다. LQ 최적제어는 비행제어 분야에 많이 응용되고 있는데, 대표적인 시스템으로 AFTI/F-16가 있다¹⁶. 그밖에도 이러한 제어이론들은 비선형 식별, 고성능 항공기 제어, 헬리콥터 및 우주선 등 다양한 실제 분야에 적용되고 있다.

7. 개발도구 및 시험평가

디지털 비행제어 시스템을 개발하기 위해서는 탑재 컴퓨터에 들어갈 소프트웨어의 디버깅을 비롯하여 수많은 시험과 조정을 거쳐야 한다. 그러나 항공기를 정지한 상태로 두는 디버깅이나 시험 평가를 할 수 없으므로 특별한 개발도구를 먼저 개발하고 시험평가를 실시한다.

디지털 비행제어 시스템을 이루는 하드웨어는 그림 5와 그림 6과 같이 조종간 센서, 자이로 또는 가속도계 등을 비롯한 센서 그룹, 탑재 컴퓨터 및 작동기 등이며 모든 구성품들이 고장에 대비하여 다중화 구조를 이루고 있다. 이와 같은 시스템을 시험하는데는 실제와 같은 신호를 센서에 인가하면서 작동을 검사하여 의도된 결과가 얻어지는지를 확인하여야 한다. 이러한 목적에 활용되는 일반적인 개발도구는 연구개발용 비행 시뮬레이터와 HILS(hardware in the loop simulation) 시스템이다.

항공기에 탑재되는 하드웨어의 일부분을 컴퓨터 시뮬레이션으로 처리하여 시험할 수도 있지만 항공기에 탑재되는 상태 그대로 시험이 이루어져야 한다면 HILS가 필요하다. 센서 증에서 자이로는 운동에 대한 반응으로 출력이 나오므로 자이로를 포함하여 시험평가하기 위해서는 개발 대상 항공기의 시뮬레이션 결과를 각 운동으로 재현하는 3차원 운동판(motion table)이 필요하다 이 운동판 위에 탑재 시스템을 설치하고 개발을 진행한다.

센서에 대한 의사입력은 운동판으로 주어지지만 작동기의 동작을 실제상황과 같이 재현하려면 조종면의 힌지 모멘트 로딩 시스템(hinge moment loading system)이 사용된다. 항공기의 비행조건에 따라 조종면에는 동압이 작용하여 조종면 힌지에 모멘트가 걸리고 있으며 이 모멘트는 유압 작동기에 부하로 작용한다. 유압 작동기에 걸리는 부하를 재현하려면 별도의 외부 유압장치에 의해 힌지 모멘트를 생성한다.

8. 결어

디지털 FBW 비행제어 시스템은 군용기에 적용되기 시작한 이래 지속적으로 발전하여 이제는 민간 여객기에도 적용되기에 이르렀다. 최근에는 다양한 무인 항공기의 개발이 붐을 이루고 있는데 대부분의 고기능 무인 항공기에는 디지털 비행제어 시스템이 탑재되고 있다.

이 논문에서는 이 분야 연구¹⁷⁻²¹를 종합하여 디지털 비행제어 시스템에 대한 전체적인 시야를 가질 수 있도록 요약하였다. 항공제어의 발달과정을 통하여 비행제어를 전적으로 디지털 컴퓨터에 의존할 수 있게 되기까지의 장애요소들을 짚어보고, 디지털 비행제어 시스템을 설계할 때 필요한 사항들을 검토하였으며, 고장 탐지와 제어법칙에 대하여 현황을 살펴보았다. 디지털 비행제어 시스템에서는 무엇보다도 신뢰성 확보가 최우선 과제라는 점을 강조하였다.

국내에서 이 분야에 대한 학술적 연구는 거의 대부분이 제어법칙에 치중되고 있지만 실용적 개발을 위해서는 전체 시스템에 대한 관점에서 다중화 구조에 따른 고장 탐지, 형상 재구성과 같은 신뢰성 확보 방법에 대한 연구가 이루어져야 할 것이다.

참고문헌

[1] Blakelock, J.H., *Automatic Control of Aircraft and Missiles*, John Wiley & Sons, Inc., New York, 1965
 [2] Anon, "Description and Flight Test Results of the NASA F-8 Digital Fly-by-Wire Control System", NASA TN-D-7843, July 1974
 [3] Seacord, C.L. and Vaughn, D.K., "Preliminary System Design Study for a Digital Fly-by-Wire Flight Control System for an F-8C Aircraft", NASA CR-2609, 1976
 [4] Larson, H.B., Zimmer, C.R., Roberts, L.D., Bunnell, J., and Lair, D., "Military Transport (C-141) Fly-by-Wire Program", AFFDL-TR-74-52, April 1974
 [5] Carl S. Drote and James E. Walker, "A Case Study on the F-16 Fly-By-Wire Flight Control System", AIAA, 1985
 [6] Lyle, B.S., "Development of Control Surface Actuation Systems on Various Configurations of the F-16", AIAA Paper 83-1483, 1983
 [7] Bosch, J.A., and Briggs, P., "Software Development for Fly-by-wire Flight Control Systems", AIAA Paper 78-1276, 1978
 [8] Cary R. Spitzer, *Digital Avionics Systems*, 2nd edition McGraw-Hill, 1993
 [9] Hendrick, R.C., Bailey, A.J., and Edinger, L.D., "Design Criteria for High Authority Closed-Loop Primary Flight Control Systems", AFFDL-TR-71-78, Aug. 1972

[10] Westmeier, T.T., "Triplex Digital Fly-by-Wire Redundancy Management Techniques." *AIAA/NAECON*, 1990, pp. 264-271.
 [11] Sadeghi, T., and Motamed, F., "Evaluation and Comparison of Triple and Quadruple Flight Control Architectures," *IEEE AES Systems Magazine*, March 1992. pp.20-31.
 [12] Westmeier, T.T., "In-Line Monitoring of Digital Flight Control Computers," *NAECON*, 1978, pp.62-69.
 [13] C. Doll, J. F. Magni, and Y. Le Gorreg. *RCAM Design Challenge Presentation Document. a Modal Multi-Model Control Approach*, Technical Publication TP-088-12, Group for Aeronautical Research and Technology in EUROPE GARTEUR-FM(AG08), 1997
 [14] L. F. Faleiro and R. W. Pratt, *RCAM Design Challenge Presentation Document: The Eigenstructure Assignment Approach*, Technical Publication TP-088-18. Group for Aeronautical Research and Technology in EUROPE GARTEUR-FM(AG08), 1997
 [15] J. Magni, S. Bennani, and J. Terlouw, *Robust Flight Control - A Design Challenge*, Springer-Verlag, 1997
 [16] General Dynamics, *AFTI/F-16 Development and Integration Program*. DFCS Phase Final Technical Report, AFWAL-TR-843008, General Dynamics, Ft. Worth, 1984
 [17] 박춘배, "FBW 서보장치의 특성연구", 국방과학연구소 위탁연구보고서, 1993
 [18] 박춘배, 김진호, "중형항공기의 비행제어 기술 연구" 항공우주연구소 위탁연구보고서, 1996
 [19] 조육찬, 박춘배, 김유단, "중형항공기 FBW 제어 시스템", 항공우주연구소 위탁연구보고서, 1997
 [20] 박춘배, 김유단, "FBW 시스템의 기초설계와 고장 모니터링 연구", 항공우주연구소 위탁연구보고서, 1998
 [21] 박춘배, "무인항공기의 제어기 설계를 위한 소형 HILS 시스템 구축 및 운용연구", 항공우주연구소 제 1 차년도 중간보고서, 2000

박춘배

1974년 서울대학교 항공공학과 졸업(공학사). 1976년 동대학원 석사, 1989년 동대학원 박사수료. 1976년 9월 - 1980년 8월 공군사관학교 교수부 교관 전임장사. 1980년 9월 - 현재 인하대학교 항공공학과 교수, 현재 건설교통부 위성항행시스템(FANS) 자문위원. 관심분야는 항공제어, 시뮬레이터.