

# 항공탑재 전자장치와 HILS

박 춘 배, 최 기 영, 김 종 진

인하대학교 기계공학부 항공우주공학전공

## 1. 서론

항공기는 크게 기체구조, 엔진 및 전자장치의 세 부분으로 이루어지는데 현재 여객기의 경우 이들의 가격 대비 비중이 거의 비슷한 상태이지만 그 중에서 전자장치의 비중이 급격하게 커지고 있다. 군용 항공기에서는 이러한 추세가 확연하게 나타나고 있으며, 최근에 관심이 집중되고 있는 무인항공기의 경우에는 전자장치의 비중이 더욱 크다.

대형 여객기가 일반화되기 이전까지의 항공전자장치는 계기와 통신장비가 대부분이었으며 대형항공기에 탑재되는 레이더가 주류를 이루었다. 1970년대 초반에 개발된 마이크로프로세서는 급속도로 실용화의 영역을 넓혀나가 개발 후 불과 10년만에 항공전자의 체계를 바꾸기 시작하였다. 관성항법장치, 자동조종장치(autopilot), FBW를 기초로 한 자동비행장치, 다기능 표시장치(multi function display system), 비행관리시스템(FMS, flight management system), 위성통신 시스템, 위성항법 시스템 및 객실환대 시스템(cabin entertainment system) 등이 여객기에 탑재되고 있으며, 전술 레이더, 화력제어장치(fire control system), 무장관리장치(weapon management system) 등이 군용 항공기에 추가되고 있다. 이러한 각각의 장치들의 핵심에는 고성능 마이크로프로세서를 기반으로 한 디지털 컴퓨터 하드웨어와 실시간 운영체제 위에서 집행되는 수많은 응용 프로그램들이 유기적으로 연계되어 복잡한 기능을 수행하고 있다. 또한 하나의 항공기에는 여러 가지 시스템이 표준 데이터 버스와 프로토콜을 통하여 서로 연결되어 있다.

항공기의 기체 구조를 개발하는 과정에서 형상에 따른 공기역학적 특성은 풍동실험을 통하여 확인하고, 비행환경에 따른 하중조건을 견디는지의 여부는 기체구조의 하중시험을 통하여 확인한다. 항공기의 종류에 따라서 최대 하중의 크기가 주어지는데 예를 들어 여객기의 경우는 만날 수 있는 최대 대기난류의 크기에 따라서 3.5G의 하중이 걸린다고 가정하며, 전투기의 경우에는 기동 성능에 따라 8G 또는 13G 등으로 결정된다. 공기중에서의 하중은 양력이므로 날개에 작용하는 최대 양력분포를 계산하면 각각의 부재에 작용하는 하중을 예측할 수 있어 같은 크기의 하중을 지상에서 가하면서

구조물이 견디는지 시험한다. 진동하중에 대해서는 피로 강도를 실험하여 적합성을 판단하여 제작으로 들어간다.

엔진을 개발하는 과정은 주어진 고도와 온도 조건에서 요구되는 추진력이 생성되는지, 냉각이 제대로 이루어지는지의 여부를 검사한다. 이는 항공기와는 별도로 환경 챔버에서 이루어지므로 항공기 개발과는 거의 무관하다고 볼 수 있다. 단지 항공기에 장착하였을 때의 엔진성능을 시험하기 위하여 흡입구의 형상과 노즐의 형상에 따른 압력과 온도의 변화를 예측하기 위해 계산과 풍동실험 결과를 평가한다.

탑재 항공전자장치의 개발 과정에서는 하드웨어와 소프트웨어가 포함되므로 두 가지에 대한 시험이 함께 이루어져야 한다. 항공전자장치의 시험과정 중에서 최종 단계에 해당되는 하드웨어에 대한 환경시험과 EMC 시험에는 여러 가지 표준규격들[1-3]이 적용된다. 그러나 이전에 탑재 항공전자장치의 기능을 시험하고, 소프트웨어에 내재된 오류를 찾아내어 수정하기 위한 반복 개발과정에서는 실제 비행 상태로 주어지는 여러 가지 변수나 조건들이 포함되어야 올바른 시험이 이루어진다.

실제 비행 상태에서 탑재장치를 개발하면 좋겠지만 대상이 비행제어 시스템이거나 화력제어 시스템이라면 소프트웨어 오류 때문에 비행이 불가능하여 큰 위험을 초래할 가능성이 있다. 따라서 지상에서 비행하는 상태를 재현해내는 비행 시뮬레이터(flight simulator)가 필요한데 개발도구로서의 연구용 시뮬레이터에는 개발 중인 탑재 전자장치를 그 시뮬레이터의 일부분이 되도록 포함시킬 수 있어야 한다. 이를 HILS(hardware in the loop simulation)이라 하며, 그러한 장치를 HILS 시스템이라 한다.

본 해설논문에서는 컴퓨터가 포함된 탑재 항공전자장치를 개발할 때의 시스템 설계 및 시험평가 방법을 설명하고 그 과정에서 반드시 필요한 HILS 시스템의 구성과 개발에 대하여 논한다. 먼저 다양한 항공전자장치를 일반화시키는 개념을 설명하고, 항공전자장치의 시스템 설계, 시험 환경을 제공하는 HILS의 구성, HILS 시스템의 개발 방법 및 소프트웨어 관리 요령을 설명하고 결론을 맺는다.

## 2. 항공전자장치의 일반화

항공전자장치에는 통신장치, 비행제어장치, 항법장치 및 군용 전술지원장치 등으로 대별된다. 매우 다양한 기능의 장치들을 항공전자장치라는 하나의 카테고리 묶어서 그 개발 과정을 설명하려면 기본적인 기능에 바탕을 두고 몇 가지의 모듈로 나누어 생각할 필요가 있다. 시스템 이론가들이 취하는 방법은 전체를 입력과 출력의 관계로 보는 것이다.

항공전자장치를 그림 1과 같이 입력, 프로세스 및 출력으로 나눈다. 항공전자의 입력은 각종 센서 신호가 될 것이며, 항공전자장치의 고유한 기능을 구현하고 제어하는 모듈, 즉 프로세스 또는 플랜트가 있으며 그 결과가 출력되는 표시장치 또는 작동기(actuator) 모듈로 나눌 수 있다.

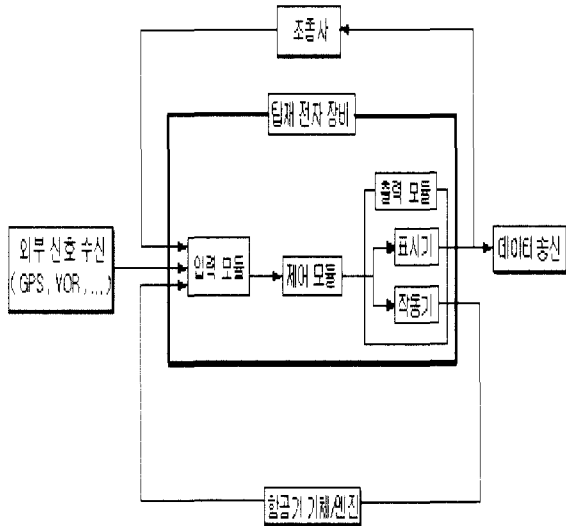


그림 1. 항공전자장치의 단순화

입력 모듈에는 센서들이 포함된다. 항공전자장치에 명령을 전달하거나 케환 요소로 작동하는 모듈을 의미한다. 예를 들어 관성항법장치라면 센서가 각속도 자이로와 가속도계들로 이루어지며, 비행제어 시스템이라면 조종간의 변위, 스포들의 변위 등을 입력하는 LVDT(linear variable differential transformer)들이 복수로 연결된 다중화(redundancy) 센서 패키지를 비롯하여 자세 측정용 자이로 및 가속도계들로 이루어진다.

만약 관성항법장치와 비행제어 시스템이 관성 센서로서 자이로나 가속도계를 공유하여 사용한다면 하나의 시스템에서 다른 시스템으로 데이터를 전달하는 데이터 버스도 입력에 속한다. 관성 센서 외에도 공력 센서로 피토 계통, 정압, 정압 변화율, 받음각 및 앞비크림각 센서가 입력 모듈에 포함되기도 한다. 항공전자장치의 입력 예를 정리하면 표 1과 같다.

표 1. 항공전자의 센서

구분	측정대상	센서	형 태	용 도
IMU	관성운동량 (자세, 가속도, 각속도 등)	각변위 자이로	적분 자이로, RI-G, FOG, 수직자이로, 방향자이로	INS, SDINS, 자동조종장치
		각속도 자이로	진동자이로, MEMS 자이로, 기계식 스핀	자동조종장치
		가속도계	진전형 가속도계, MEMS형 가속도계	INS, 자동조종장치
ADS	공기 특성	압력계	아네로이드 캡슐	고도계, 속도계
		압력변화율	아네로이드 캡슐	승강계
		받음각 센서	슬릿형 전압 헤드 - 차압계 베인 - 포텐셔미터	자동비행조종장치 테스트 붐
조종간	조종량	조종간 센서	LVDT	조종입력

입력 모듈의 신호 형태로 분산처리 시스템에서는 A/D 변환이 이루어진 디지털 데이터가 버스를 통하여 전달되지만, 무인항공기처럼 소규모 탑재장치인 경우에는 직접 아날로그 신호로 전달되기도 한다.

제어 모듈은 일반적으로 디지털 컴퓨터로 구현된다. 전형적인 컴퓨터는 CPU에 메모리를 탑재하고, 기본적인 운영체제 위에서 집행되는 응용 프로그램들이 작동되고 있다. 전체 프로그램은 일반적인 수치계산보다 초기화, 자체 검사, 예외처리, 입출력 처리 및 알고리즘 구현 등으로 구성된다.

제어 모듈에 고장이 생기 기능이 정지하는 것을 방지하기 위해 반드시 고장허용(fault tolerance) 구조를 가지야 한다. 이는 하드웨어 또는 소프트웨어에 고장이 있더라도 정상 작동을 보장하는 구성을 말하는데 비행 임계기능이나 비행 필수기능에 특히 중요하다.

표시/작동기 모듈은 시스템 관점에서는 출력에 해당된다. 무인항공기는 조종사와의 인터페이스가 필요하지 않으므로 출력 모듈에는 데이터 전송하기 위한 송신기와 작동기가 포함된다. 항공전자장치의 출력 모듈은 처리한 결과를 조종사에게 알리거나 작동기(actuator)를 통하여 비행 조종하는 행위를 취한다. 조종사와 연관된 자료는 다기능 표시장치에 정보량 보내 조종사의 선택에 따라 표시하는데 표시장치로는 액정표시장치, 플라즈마 표시장치, HUD(head up display) 등이 사용된다.

최신의 디지털 항공전자장치는 제어 모듈에서 처리한 결과를 표시장치로 데이터를 전달하는데 탑재 버스 시스템이 사용된다. 따라서 출력 모듈에는 데이터 전송 버스를 포함시켜야 한다. 민간 항공기에는 32비트 워드 길이를 갖는 ARINC429가 사용되었고, 군용기에는 20비트 워드 길이의 MIL STD-1553B 규격이 사용되었다. 최근의 민간항공기에는 계량된 20 비트 워드 길이

의 ARINC629가 주로 사용된다.

항공기의 작동기는 계산된 조종면 변위량에 따라 움직여 조종면 변위를 일으키는 장치이다. 어댑터나 군용기의 작동기는 유압실린더가 주를 이루지만 크기가 작은 무인항공기의 경우에는 직류 모터로 구동되는 서보모터가 사용된다. 어떤 종류의 작동기가 사용되었는지 조종면을 움직이는데는 힌지 모멘트(hinge moment)를 극복해야 한다. 조종면을 공기흐름과 다른 방향으로 회전시키면 풍압이 작용하여 원래의 위치로 돌리려는 힌지 모멘트가 작용하므로 이보다 훨씬 큰 모멘트가 작용되어야 한다. 작동기에서 낼 수 있는 토크나 힘은 한계가 있는데 반해 힌지 모멘트는 항공기의 속도, 받음각, 조종면 변위각 등의 함수로 결정된다. 따라서 특정 비행 조건에서 힌지 모멘트를 극복하면서 원하는 변위량을 유지할 수 있는지의 여부는 매우 중요하다.

설계 시에 최대 힌지 모멘트를 계산하여 충분한 크기의 작동기를 설치하면 되지만 작동기의 크기는 중량과 신뢰성모에 큰 영향을 미치므로 절충을 취하여 결정하여야 한다. 결국 힌지 모멘트가 작은 영역에서는 원하는 변위량과 실제 작동기의 변위량의 차이가 작지만 힌지 모멘트가 커지면 작동 오차도 커지고 작동기의 시간 지연도 커진다. 이러한 작동기의 특성은 전체 시스템의 시험에서 센서의 동작과 함께 매우 중요한 요소가 된다.

제어 모듈에서 컴퓨터 시스템을 사용하여 기능을 전개한다면 입력 모듈과 출력 모듈의 동작 특성을 충분히 감안하여 프로그램 해야 할 것이며, 시험 평가과정에서도 실제 상황과 같은 상황이 이루어지도록 시험환경을 맞추어야 한다.

항공전자장치의 기능에 따라 입력, 제어 및 출력 모듈로 구분하였지만 기계장치와 달리 전자장치는 전원이 공급되어야 하며, 디지털 컴퓨터가 사용되는 경우에는 데이터 버스가 사용되므로 정상동작을 보장하기 위해서는 전원과 데이터 버스에 대해서도 특별히 고려해야 한다.

### 3. 신뢰성을 고려한 시스템 설계

항공 탑재 전자장치는 신뢰성이 확인되어야 한다. 하드웨어에서의 고장이나 전자기 장애, 소프트웨어에서의 오류 등의 원인이 결과적으로 비행을 불가능하게 만든다. 따라서 신뢰성을 위하여 센서, 프로세서, 작동기의 단위 모듈 수준에서 신뢰도를 예측하여 요구되는 신뢰도가 얻어지지 않을 때는 비행 중에 교체할 수 있는 여러 개의 모듈을 설치하여 고장나면 여유 모듈로 교체하도록 만드는 다중화(redundancy) 구조를 택한다.

하드웨어와 소프트웨어에서의 고장을 허용할 수 있는 다중화 구조는 각 모듈의 신뢰성 수준에 따라 이중, 삼중, 또는 사중 등의 서로 다른 다중화 설계를 적용한다. 예를 들어 센서는 사중, 프로세서는 2개의 삼중 구조, 작동기는 이중, 전원과 데이터 버스는 삼중 구조 등과 같이 설계하고, 각 모듈의 고장탐지 방법과 고장 후 대

책 방침을 결정한다.

시스템 설계의 핵심은 문서화인데 각 서브 시스템마다 만족시켜야 할 목표와 기능을 체계적으로 정리하고, 각 기능에 대한 검사방법을 제시하여 체계종합의 달성 여부를 판단할 수 있어야 한다. 이 과정에서 방법론은 배제되어야 한다. 왜냐하면 하나의 목표를 달성하기 위하여 취할 수 있는 방법은 여러 가지가 있으며, 다양한 방법에 따라 제각기 장단점을 갖고 있어 다중화 과정에서 서로 다른 방법을 취하는 것이 신뢰성 확보에 유리하기 때문이다.

다중화의 소프트웨어 개발 방법에 따라 동종 다중화(similar redundancy)와 이종 다중화(dissimilar redundancy)로 분류한다. 동종 다중화는 같은 하드웨어에 같은 소프트웨어를 탑재한 시스템을 복수로 사용하는 것이고, 이종 다중화는 목표와 기능은 같지만 서로 다른 방법에 의해 개발된 시스템들로서 다중화 시스템은 구성하는 것을 말한다. 당연히 동종 다중화는 설계가 간단하고, 개발비가 저렴하지만 고장환경이 같다면 대기중인 다른 시스템도 같이 고장날 가능성이 크기 때문에 신뢰성 확보 측면에서는 효과적이지 못하다. 반면에 이종 다중화는 설계가 복잡하고, 개발에 비용이 소요되지만 획기적으로 신뢰성을 향상시킬 수 있다.

이종 다중화 설계에서 구현 방법의 다양성을 추구하려면 시스템 설계 규칙의 문서화에서 방법론이 포함되지 않아야 한다. 그 뿐만 아니라 개발 과정에서도 이종의 개발 팀끼리 서로 접촉하지 못하도록 하여 방법의 다양성을 유지하도록 조치하여야 한다.

시스템 설계에서 각 기능에 대한 검사 방법을 설정하는 것이 매우 중요하다. 컴퓨터 시스템에서 소프트웨어가 개발되기 전의 하드웨어만의 검사는 비교적 단순하지만 소프트웨어를 탑재한 상태에서의 시험은 복잡하고 서로 연관성이 있기 때문에 논리적으로 엄격하게 검증하여 실제 작동에서 검사되지 않은 영역에서 가동되는 일이 없어야 한다. 소프트웨어는 최소 단위 모듈에 대하여 유효한 입력치의 범위와 입출력의 관계를 일일이 시험해야 하며, 집행시간의 범위도 기록으로 남겨 추후 실시간 집행을 검증할 때 기초자료로 삼아야 한다.

제어법칙에 대한 목표는 비교적 설정하기 쉬운 편이다. 학술적으로 안정성과 조종성으로 정량적인 평가기준이 마련되어 있고, 설계 시에 많은 시뮬레이션을 통하여 이론적으로 어떤 요구사항에 대해 어떤 결과를 얻어야 하는지 여러차례 검증되기 때문이다. 반면에 설계에 적용되는 이론이 선형이론이고 센서에서 컴퓨터, 작동기에 이르면 소모되는 시간지연의 무시, 부하의 변동, 마찰이나 백래쉬 같은 운동의 비선형성 및 전자잡음 등에 따른 실제와의 차이가 검증되어야 할 사항이다.

시스템 설계에 의해 개발되는 탑재전자장치의 검증 측면에서 이상의 여러 가지 상태를 시험하는 개발 도구로써 HILS 개념이 설정되었다.

4. HILS를 이용한 시스템 검증

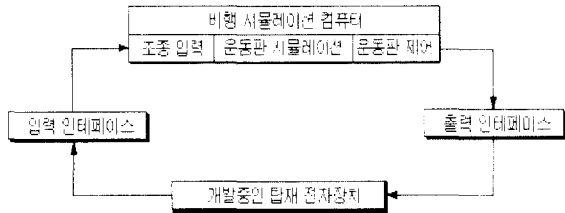


그림 2. 시스템 시험을 위한 단순한 시뮬레이션

탑재 전자장치의 시험은 단위 모듈 별로 이루어지는 개별시험이 완료되면 종합하는 과정에서 시스템을 이루면서 시험해야 할 항목들이 생긴다. 이 단계에서는 탑재 대상 항공기의 비행환경과 조종입력이 주어지야 적절한 시험이 이루어질 수 있다. 이를 만족시키는 가장 간단한 방법은 단순한 시뮬레이션이다. 그림 2와 같이 대상 항공기를 시뮬레이션하는 컴퓨터와 탑재 전자장치를 연결시켜서 필요한 환경을 제공한다.

그림에서 입력 인터페이스와 출력 인터페이스는 같은 하드웨어로 제작되는데 출력 인터페이스는 비행 시뮬레이션 컴퓨터의 운동 계산 결과가 센서 모델을 가지면서 계산된 센서 시뮬레이션 출력을 개발중인 탑재 전자장치의 입력과 같은 형태로 바꾸는 역할을 한다. 입력 인터페이스는 탑재 전자장치의 출력 신호를 비행 시뮬레이션 컴퓨터의 조종입력으로 받아들일 수 있도록 신호를 바꾸는 역할을 한다. 예를 들어 개발중인 탑재 전자장치가 무인항공기용 제어장치라면 시보 구동을 위한 신호가 탑재 전자장치의 출력신호가 되며 이 신호의 형태가 펄스폭 변조(PWM, pulse width modulation)일 때는 PWM 신호를 디지털 데이터로 변경하여 전송한다.

그림 2의 시험방법은 논리적으로 설정한 기능 시험의 방법을 검증하기에 가장 적합하다. 이론적이고 수식으로 표현할 수 있는 많은 사항들이 포함되었기 때문에 초기 설계에서 목표로 한 이상적인 환경에 대해 검증하게 된다. 그러나 센서의 기동에서도 수학적으로 모델링 할 수 없는 영역이 있으며, 항공기에 주어지는 입력에서도 실제로 고려해야 할 사항들은 그리 단순하지 않다.

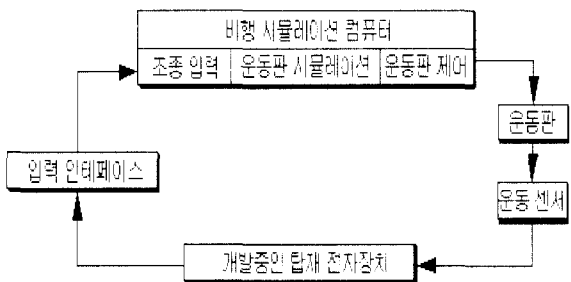


그림 3. 시스템 시험을 위한 HILS

그림 3은 센서의 기동을 시뮬레이션하여 신호로만 인터페이스 시키는 구성을 변경하여 실제 탑재할 센서를 시뮬레이션 검사 루프에 포함시켜 센서의 기동이 실제와 같아지도록 만든 것을 나타낸다. 항공우주 탑재 시스템 중에서 가장 특징적인 것이 자이로와 같은 회전 센서이므로 이를 시뮬레이션 루프에 포함시킬 상태를 보였다. 이와 같이 하드웨어의 일부를 시뮬레이션 루프에 포함시켜 실제와 같은 환경에서 작동하는 것처럼 시험하는 장치를 HILS(hardware in the loop simulation) 시스템이라 한다. HILS의 루프에 포함시킬 수 있는 입력 요소는 운동 센서, 공력 센서, 경고 센서 등이지만 항공 탑재 제어장치는 거의 대부분이 자이로를 포함하고 있으므로 항공기 자세를 제한하는 운동판을 포함한 시뮬레이터를 HILS라고 부르기도 한다.

공력 센서를 포함하는 경우에는 정압과 동압을 생성하는 압력 챔버를 각각 만들고 시뮬레이션 결과에 따라 피드백으로 압력을 제어하며 시험한다. 경고 센서는 운동도나 압력이 한계치를 벗어났는지의 여부에 따라 경고를 발생하기 위한 것으로 탑재장치 개발에서 HILS를 구성하는 경우는 드물고 단위 센서의 시험과 컴퓨터 시뮬레이션으로 대체한다.

그림 3에서 조종입력과 운동 시뮬레이션 사이에는 실제로 조종면을 움직이는 유압 서보나 전기 서보가 포함되므로 여기에도 실제 서보를 포함시키고 운동 시뮬레이션 결과에 따라 비행 조건에 상응하는 힌지 모멘트를 서보에 가하여 서보의 작동이 실제 비행상태와 가까워지도록 구성한다. 이로써 탑재 전자장치의 기동과 전자장치의 입력과 출력을 검증하는 하드웨어를 함께 시험하게 된다.

만약 탑재 전자장치의 대상이 무인 항공기라면 그림 3의 구성으로 시험함으로써 지상 기능시험을 마칠 수 있다. 그러나 조종사가 탑승하는 항공기라면 탑재 전자장치의 종류에 따라 그 장치가 내놓는 출력을 조종사가 보고 조치를 취하는 방식으로 조종이 이루어질 것이다. 이 때는 조종사도 탑재 전자장치의 시험에 같이 포함되어야 하므로 훈련용 비행 시뮬레이터와 같이 결과를 계기에 표시하고 조종사의 조종반응을 반영하여 운동 시뮬레이션을 수행해야 한다. 조종사가 루프에 들어간 시뮬레이션을 PILS(pilot in the loop simulation)라 한다.

그림 2나 그림 3의 구성과 같은 시험에서 조종사가 포함되지 않았을 때는 조종사의 반응을 대신하기 위한 조종사 모델을 사용해야 한다[4]. 시각이나 운동의 작곡에 의해 조종사의 감각기관이 변화를 인지하고 두뇌로 판단한 후에 근육이 움직여 실제 조작을 하기까지의 과정을 수식으로 표현하여 시뮬레이션에 포함시킨다. 시각에는 밝기, 색, 비슷한 상황의 중첩 등과 같이 수많은 변수가 내재되어 있으며, 운동에 대한 인지도도 진폭, 주파수, 시각과의 연계 등과 같은 사항들이 연관되어 있다.

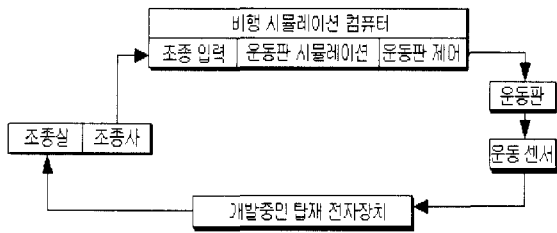


그림 4. 유인 항공기 탑재 시스템 시험을 위한 PILS

탑재 전자장치 중에서 계기표시장치, HUD, 전술 레이더 표시장치, 야시장치 등과 같이 조종사에게 정보를 표시하는 장치를 개발한다면 어떤 정보를 어떤 기호와 그림으로 표시하여야 실수 없이 읽을 수 있고, 빠른 판단이 가능한지를 평가하는 표시장치의 기호학(symbology) 연구에 PILS가 사용된다.[5]

최신의 디지털 비행제어 항공기에 탑재된 제어용 컴퓨터의 제어법칙에 따른 조종성(handling quality)의 평가에는 반드시 PILS가 사용되어야 하며, 항공기의 입력에 해당되는 사이드 암(side arm) 조종간의 개발에도 PILS가 사용된다.

### 5. HILS의 일반적인 구성과 요구조건

HILS 시스템 중에 운동관은 항공기의 운동특성을 따라가며 재현해야 하기 때문에 정교한 서보장치로써 연구대상이 되어왔다. 운동관에는 시뮬레이션 루프에 포함될 운동 센서를 부착하는 플랫폼이 있고, 플랫폼의 각운동을 일으키는 서보장치와 정밀 각도 센서가 짐발(gimbal)에 설치된다. 1축 각속도계 등의 보정을 위해서는 이러한 플랫폼이 한 개 있는 1 자유도의 운동관이 사용된다. 하지만 IMU 등 3축 운동을 측정하는 센서를 사용하는 경우에는 첫 번째 짐발의 각운동 축과 직교하는 축에 대하여 운동시키는 서보장치와 각도 센서를 설치하고, 이 전체를 다시 기존의 두 개의 운동축과 서로 직교하는 축에 대해 회전시키는 서보장치와 각도 센서가 설치하여 완전한 3 자유도 각운동을 구현한다. 이때 상대적으로 회전하는 기구를 통하여 전선이 꼬이지 않으면서 전기신호를 전달하는 슬립 링(slip ring)을 회전축에 설치한다.[6,7]

오일러 각(Euler angle)의 표현 방법에 따라 롤, 피치 및 요의 순서가 달라지듯이 시험 용도와 기구학적 구성 형태의 용이성에 따라 서보장치의 설치 방법이 차이가 날 수 있지만 3 축의 회전 조합이 원하는 오일러 각도를 구현할 수 있으면 어떤 방식을 사용하는 무관하다. 그러나 각운동의 계산에서는 특이점(singular point)이 생겨 각도 구현에서 오차가 날 수 있으므로 주로 시험하는 각도 구간에서 오차가 요구조건 이하로 줄어드는 방식을 선택해야 한다.

지대지 미사일이나 대륙간 탄도탄의 탑재 제어장치를

개발하는데 사용되는 HILS용 운동관은 실어야 하는 장치의 중량이 무겁고, 비행체 자체의 운동도 매우 빠르기 때문에 직경 2m 정도의 플랫폼을 가지며 유압으로 구동된다. 또한 정확한 유도를 위해서는 0.01° 정도의 각도 정확도가 요구된다. 인공위성에 탑재되는 지향 안테나의 제어장치를 개발하는데 필요한 HILS용 운동관인 경우 운동은 상대적으로 느리지만 0.001° 정도의 각도 정확도가 요구된다. 그림 5에 상업적으로 판매되는 운동관의 형태를 보였다. 미국에서는 대륙간 탄도탄 급의 비행체에 탑재되는 제어장치의 개발에 사용되는 정밀한 HILS 운동관 및 이의 제작에 필요한 정밀부품은 수출허가품목으로 지정되어 있다.

무인항공기의 탑재 제어장치를 개발하기 위해 필요한 HILS 운동장치의 요구사항을 검토하면 상업적으로 판매되는 운동관이 너무 크고, 정확도가 필요 이상 높으며, 가격이 매우 비싸다. 최근의 각운동 센서로 기계식 회전 자이로 대신에 피에조 진동자 자이로나 MEMS(micro electro-mecanical system)기술에 의한 자이로 등이 실용화되면서 소형 경량화가 급속하게 추진되고 있다. 따라서 무인항공기의 탑재 제어장치를 개발하는데 필요한 전용 운동관은 탑재중량이 3kg 정도로 작아도 가능하며, 관성항법장치 시험을 하지 않는다면 0.1° 내외의 각도 정확도면 충분하다.

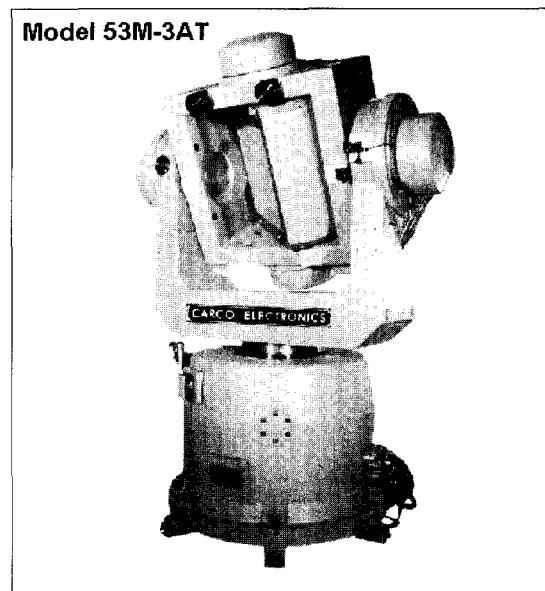


그림 5. HILS용 운동관의 예

### 6. HILS 운동관의 개발 예시

인하대학교에서는 무인항공기 탑재체 검증에 사용되는 HILS 운동관을 개발하고 있는데, 현재까지 이론 검증을 위한 단일 자유도 운동장치를 거쳐, 3축 운동을 재현할 수 있는 기계장치를 설계하고 컴퓨터로 제어하기 위한 여러 가지 전자 회로를 개발하였다. 3축 시스

택의 경우 아직 기계장치의 제작이 끝나지 않았고, 완전한 시스템 통합이 이루어지지 않아 가동되기까지는 다소 시일이 걸리겠지만 단일 자유도에 대한 실험 결과와 개발 경험으로 유추할 때 부인항공기의 비행제어장치 개발을 위한 HILS의 운동장치로 효과적으로 활용될 수 있을 것으로 기대된다. 여기서는 이를 예로 들어 설계인사들과 실제 운동관 개발에 필요한 요소에 대해 설명한다.

먼저 HILS 운동관을 개발하기 위해서 설계요구사항들을 설정하였다. 탑재 중량, 각도 정확도, 최대 작동속도가 중요한 설계인사다. 먼저 단일 축의 운동관에 대하여 탑재 중량에 따른 관성분류, 필요 구동 토크와 작동속도를 해석하고, 단일 축 운동관을 제작하여 이론해석과 실제 추정결과를 비교하였다. 단일축 운동관에 사용한 센서는 0.1° 정확도를 갖는 리졸버(resolver)를 사용하였으며, 구동 모터는 소형 직류 모터 2개를 기어를 사용하여 감속하여 사용하였다. 신호를 전달하는 슬립 링은 회로판과 브러시를 이용하여 자체 제작하였다. 단일 운동관의 제작을 통하여 적용한 이론의 검증뿐만 아니라 제작상의 문제점을 파악하고, 모터 구동회로와 센서 인터페이스 회로 등을 시험하였다.[6] 단일 자유도 운동관의 블록 선도를 그림 6에 보였다. 그림에서 가운데 블록은 운동이 일어나기까지의 과정을 표현한 것으로 이론 해석과정에서는 시뮬레이션으로 이루어지지만 실제로는 하드웨어로 대체된다.

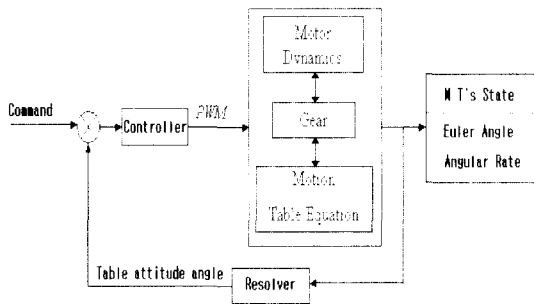


그림 6. 단일 자유도 운동관의 제어 흐름선도

운동관의 각도 제어는 컴퓨터에 의해서 이루어진다. 리졸버의 출력으로 진폭 변조된 정현파 신호와 기준 정현파 신호를 사용하여 리졸버/디지털(R/D) 변환기에서 12비트의 디지털 신호로 변환되어 컴퓨터로 입력된다. 맵핑을 위한 각속도 신호는 기어축에 같이 물려있는 타코미터의 직류신호를 처리하여 12비트 A/D 변환기를 통하여 컴퓨터에 입력된다. 컴퓨터에서는 주어진 각도 명령과 리졸버 변환값 및 각속도 변환값으로 모터 구동 명령을 만들고 이를 PWM으로 변환하여 모터 구동회로로 보낸다. 모터구동회로는 디지털 PWM 신호와 회전 방향 비트에 따라 모터를 구동한다.

운동관 제어 시스템에는 노이즈를 많이 발생하는 인

덕턴스 부하인 직류모터가 연결되어 있으므로 진원을 분리하였고, 노이즈 차단을 위하여 컴퓨터 측과 인터페이스 하는 IF 보드를 설계하고, 신호차리를 위한 입출력 보드인 IO 보드를 설계하여 컴퓨터 외부에 설치하였으며, 별도의 모터 구동 보드를 제작하여 노이즈 감소를 최소화하였다.

그림 7에 IF 보드를 보았는데 컴퓨터의 ISA 슬롯에 끼우도록 설계되어 있다. 컴퓨터의 슬롯에 ISA 슬롯이 사라져 가는 추세에 있으므로 PCI 규격으로 변경시킬 필요가 있다. 컴퓨터의 변위 디코더와 PWM 발생회로 구성에 FPGA(field programmable gate array)를 사용하였으며, 8 채널 12 bit A/D 변환기와 직렬 데이터 입력 포트가 내장되어 있다. 모터의 방향설정을 위한 디지털 출력이 있으며, 상태를 입력하기 위한 디지털 입력이 포토커플러에 의해 실현되어 연결되어 있다.

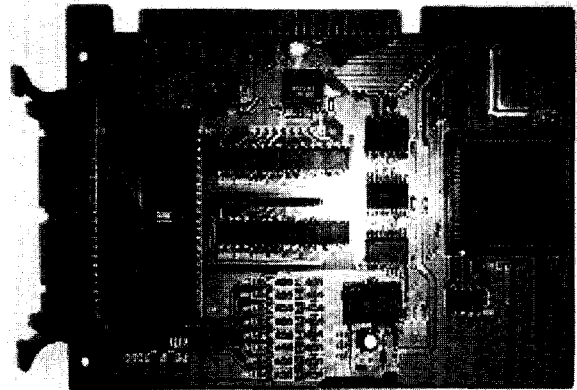


그림 7. IF 보드

IF 보드의 외부 연결은 2개의 40핀 커넥터에 의하여 이루어지며 그림 8의 IO 보드와 직접 연결된다. IO 보드의 기능은 R/D 변환기, R/D 변환기를 위한 기준 정현파 발생기, 타코미터 신호처리 및 PWM 전달 등이다.

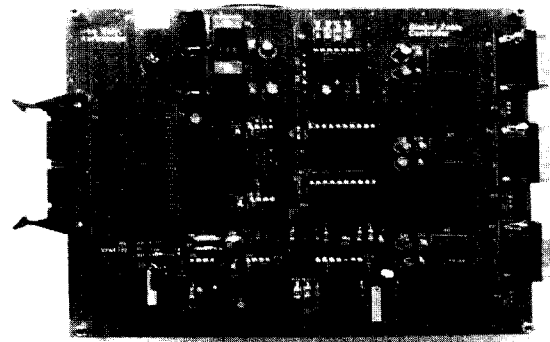


그림 8. IO 보드

무인항공기 탑재 제어장치 시험을 위해 개발한 HILS 운동장치의 블록 선도는 그림 9와 같고, 운동판의 형상은 그림 10과 같다.

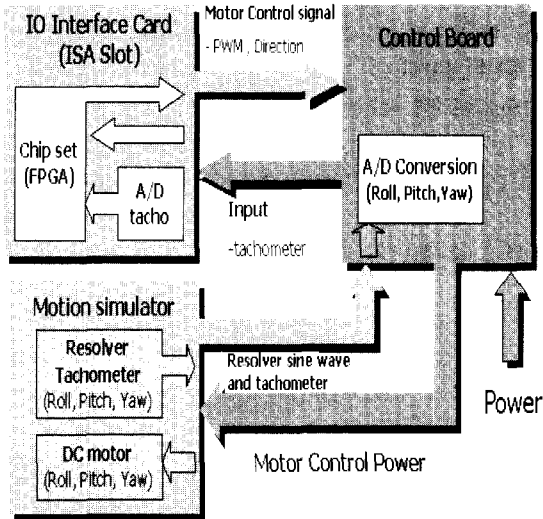


그림 9. HILS 운동판 블록 선도 (인하대)

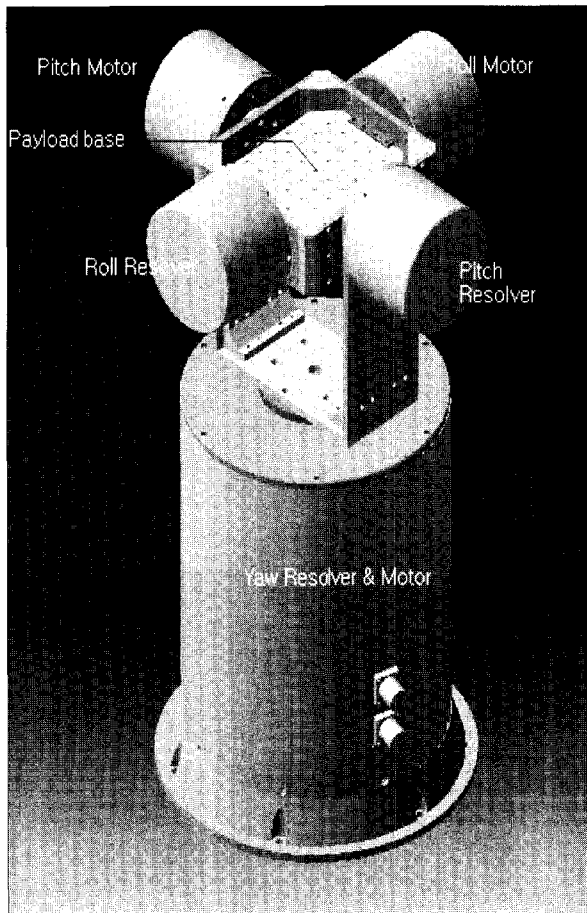


그림 10. 개발한 HILS 운동장치의 조감도

## 7. 결론

이 논문에서는 항공 탑재 전자장치를 개발하는 과정을 설명하기 위해 먼저 탑재 전자장치를 다중화 설계에서 접근 개념을 단순화시키기 위하여 시스템의 관점에서 입력, 프로세서 및 출력으로 나뉘어 항공전자장치의 개념을 일반화시켰다.

항공 탑재 전자장치를 개발하는 관점에서 신뢰성 확보를 위한 다중화 설계와 시험 방법을 설명하여 하드웨어 시험 시뮬레이션 루프에 포함시키는 여러 가지 방법을 제시하였다. 특히 비행제어장치를 시험하기 위해서 필요한 HILS 용 각운동장치에 초점을 맞추어 시험 대상에 따른 형태의 다양성을 설명하였다.

인하대학교에서는 무인항공기의 비행제어장치 개발과정에서 수행할 HILS 시험에 필요한 운동판을 개발 중인데 현재는 단일 자유도 운동장치를 거쳐, 3축 운동을 재현할 수 있는 기계장치를 설계하고 컴퓨터로 제어하기 위한 여러 가지 전자 회로를 개발하였으며 3축 시스템의 기계 장치를 제작 중이다. 본 논문에서는 이를 예로 들어서 HILS 운동판 개발에 필요한 요소와 고려해야 할 점들을 설명하였다.

## 후 기

이 연구는 한국항공우주연구소에서 민군겸용기술개발사업의 하나로 진행중인 “무인비행체 자동비행 및 지상 제어 시스템 개발”의 위탁과제로 수행된 연구의 일부이다. 연구비 지원에 감사의 뜻을 표한다.

## 참고문헌

1. RTCA DO 160, “Environmental conditions and Test Procedure for Airborne Equipment”
2. KS W 0923, “항공기 탑재기기 환경조건 및 시험절차”, 1997. 11. 06
3. MIL-E-6051, “Electromagnetic Compatibility Requirements, Systems”
4. Blaklock, John H., *Automatic Control of Aircraft and Missiles*, 2nd ed, 1991, John Wiley & Sons
5. Rogers, S.P., Asbury, C.N., Haworth, L.A., Wave T. “Development of a Powerful But Inexpensive Helicopter Flight Simulation”, *55th Proceedings of Annual Forum of the American Helicopter Society*, May, 1999, pp 689-714
6. 김래홍, HILS를 위한 단일 자유도 운동판 설계 연구, 2001년 2월, 인하대학교 석사학위논문
7. 송승욱, 3자유도 운동판 설계를 위한 Simulation Tool 개발, 2001년 2월, 인하대학교 석사학위논문

**박준배**

1974년 서울대학교 항공공학과 졸업(공학사). 1976년 동대학원 석사, 1989년 동대학원 박사(항공우주공학). 1976년 9월~1980년 8월 공군사관학교 교수부 교관 전 임강사. 1980년 9월~ 현재. 인하대학교 항공우주공학과 교수. 관심분야는 항공제어, 시뮬레이터.

**최기영**

1987년 서울대학교 항공공학학사. 1989년 동대학원 석사. 1994년 Stanford University 박사(항공우주공학). 1993.11~1989.8 Advanced Rotorcraft Technology 선임 연구원. 1999.9~2000.8 한양대학교 기계공학과 조교수. 2000.9~ 현재 인하대학교 항공우주공학과 조교수. 관심분야는 헬리콥터 동역학, 시뮬레이션, 제어, 지능구조물.

**김종진**

2000년 인하대학교 항공공학학사. 현재 인하대학교 항공우주공학과 비행제어실험실 석사 3차