

무인항공기 탑재 전자장치

박춘배, 최기영

인하대학교 기계공학부 항공우주공학전공

1. 서 론

최근의 컴퓨터 기술과 전자기술의 발달에 따라 지능형 전자장치가 개발되면서 항공기에도 무인화 바람이 거세게 불고 있다. 1970년대 RPV(remotely piloted vehicle) 개발 계획이 붐을 이루던 것이 1980년대 중반이후에는 새로이 UAV(unmanned air vehicle)라는 좀더 포괄적인 의미를 내포한 명칭으로 바뀌어 개발계획이 지속적으로 진행되고 있다. 약 30년 전에 계획되었던 무인항공기와 최근에 계획되는 무인항공기와의 가장 큰 차이는 임무를 수행하는 탑재 전자장치일 것이다. 예나 지금이나 상상으로서는 구현하는 무인항공기의 기능에는 별차이가 없지만 실제로는 구현 가능한 당시의 기술수준에 따라 실용화의 범위가 다르고, 따라서 초기의 무인항공기와 현대의 무인항공기, 특히 탑재장비를 비교하면 많은 차이점을 볼 수 있다.

최초의 무인항공기는 독일의 V1로 불리는 FZG-76이다. V1은 길이 7.7m의 동체 후방에 펄스제트 엔진이 장착되어 있었고, 1톤의 폭탄을 탑재하고 240Km를 비행할 수 있었다. 고도계에 의해 일정고도를 유지하고, 자이로에 의해 자세와 비행방향을 자동조종할 수 있었다. 항공기 형태를 갖춘 일종의 유도무기였다.

회수를 염두에 두고 개발된 무인항공기가 처음으로 실전에 사용된 것은 1973년 이스라엘과 시리아의 전쟁에서였다. 이스라엘은 로켓으로 추진되는 활공기인 기만용 무인항공기(decoy)를 개발하였다. 기체에는 레이더 신호가 크게 나타나도록 룬버그(Luneberg) 렌즈를 장착하였다. 고고도로 발사되어 활공비행으로 국경을 넘어갈 때는 속도가 마하 1.2에 이르렀다. 시리아에서는 초음속으로 침투하는 기만용 무인항공기를 레이더로 포착하고 이스라엘 전투기로 오인하여 SAM6 대공미사일을 발사하여 격추시켰다. 이스라엘 전투폭격기는 시리아의 대공미사일이 모두 발사된 것을 확인한 후에 안전하게 국경을 넘어 폭격 임무를 완수하고 귀

환하였다. 이 때 기만용 무인항공기가 총 38대 발사되었으며 2대가 귀환하였다. 이로써 무인항공기가 실전에서 중요한 역할을 수행할 수 있다는 예를 보임으로써 무인정찰기, 전장감시용 무인항공기, 레이더 파괴용(anti-radar) 미사일, 화성 탐사용 무인항공기 등의 개발을 촉발시켰다[1]-[4].

최근에는 무인전투기가 차세대 전투기로 자리잡을 것이라는 예상이 점차 현실로 다가오고 있다. 현재의 방위체계 속에서 무인전투기가 운용되기 위해서는 자율 이착륙, 편대비행, 공중급유 및 공중전 등의 여러 가지 요소들에 대한 검증이 이루어져야 할 것이다. 군용 이외에도 지능형 센서를 탑재하고 자율적으로 임무를 수행할 수 있는 다양한 민간용 공중 로봇의 개발에 초점이 모아지고 있다. 아직 지능형 센서의 능력이나 신뢰성 확보에서 다소 미흡한 점이 많지만 급속도로 향상되고 있는 실정이다. 미국의 공중 로봇 경진대회(aerial robotics competition)에서는 매년 새롭고 더욱 지능적인 판단이 필요한 임무를 부여하면서 경쟁을 벌이고 있다.

무인항공기의 핵심기술은 인간 조종사를 대신할 수 있는 정도의 신뢰성 있는 탑재 전자장치를 설계하고 체계 종합하는 일이다. 기계장치에 비해 전자장치의 고장률은 3배나 높다. 또한 전자장치는 외부의 온도, 습도 및 전자장 등과 같은 환경요소에 영향을 더 많이 받기 때문에 설계 단계에서 철저한 분석과 대책이 있어야 한다.

본 논문에서는 무인항공기에 탑재될 전자장치를 설계할 때 고려해야 할 사항들을 논하고 무인항공기에 적합한 다중화(redundancy) 전자장치를 제시한다. 조종사가 탑승하는 유인 항공기의 경우 중요한 기기의 고장률은 비행 시간 당 10^{-9} 이하이어야 하며, 항공기 손실에 이르는 고장률은 10^{-7} 이하이어야 한다고 규정하고 있다[5,6]. 이것을 무인항공기에 그대로 적용시키기에는 다소 무리가 있지만 이러한 지표를 목표로 삼아야 할 것이다.

2. 무인항공기 탑재 전자장치

무인항공기에는 인간조종사를 대신할 수 있는 여러 가지 전자장치가 탑재되지만 전체적인 기능 측면에서 구별한다면 센서, 제어컴퓨터 및 작동기 등의 3 요소로 이루어진다. 이 외에도 각 장치에 에너지를 공급하는 전원과 인체의 신경망에 해당하는 데이터 버스를 고려할 수 있다.

2.1 센서

무인항공기에 탑재되는 센서는 자세제어를 위한 관성 센서, 현재의 위치를 측정하는 항법 센서, 비행제어를 위한 공력자료 센서 등의 필수센서로 구성되며, 임무를 수행하기 위한 센서가 추가된다.

표 1. 소형 각속도 자이로의 사양.

| | muRata ENC-03J | Token CG-XR |
|----------------|----------------|-------------|
| 공급전압 (V) | 3.0 | 5.0 |
| 최대전류소모 (mA) | 4.5 | 9 |
| 최대 각속도 (deg/s) | 300 | 250 |
| 민감도(mV/deg/s) | 0.67±20% | 6±5% |
| 크기 (mm) | 15.4×8×6.6 | 28×18×11 |

관성 센서는 자세각을 결정짓는 센서이다. 관성 센서는 수직 자이로와 요 댐핑(yaw damping)을 위한 각속도 자이로가 필요하다. 수직 자이로는 2 자유도에 직립 시스템이 포함되어 중량이 무겁고, 부피가 크며, 가격도 비싸기 때문에 저가의 각속도 자이로와 가속도계를 이용하여 수직 방향을 찾아내는 방법이 제시되고 있다. 이러한 용도의 각속도 자이로는 가로세로가 20 내지 30mm이고, 높이가 10mm 정도의 크기이다. 빔 진동 자이로, 세라믹 진동 자이로 및 피에조 진동 자이로 등의 이름으로 출시되고 있다. 예로써 muRata 사의 피에조 진동자이로 ENC-03J와 Token 사의 세라믹 각속도 자이로 CG-XR의 규격을 표 1에 나타내었다. 측정원리는 기계적인 진동을 일으키고, 회전각속도에 따라 발생하는 코리올리 가속도에 의한 직각방향의 진동 크기를 검출하여 각속도를 측정한다. 그림 1에 빔 진동 자이로의 구조를 보였다. 같은 원리를 사용하고 MEMS 방법을 적용하여 제작한 자이로 시제품도 나오지만 공정상의 수율이 낮기 때문에 가격이 비싼 상태이다. 가속도계는 원리가 간단하므로 MEMS 형태의 범용제품들이 출시되고 있다.

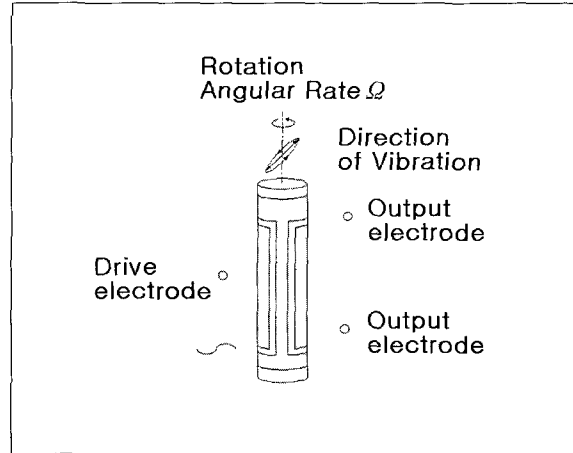


그림 1. 빔 진동 자이로의 구조.

자이로나 가속도계에 의한 관성 센서 외에 자세를 검출하기 위한 방법으로 자장계(magnetometer)를 사용하는 경우도 있지만 지면 근처에서는 자성물체가 너무 많아 오차가 크다. 자장계는 토로이달 코어를 주기적으로 포화시켜 지자기를 검출하는 원리를 사용한다. 그림 2에 자장계 센서를 보였다. 그림에 보이는 제품은 Barlington사의 3축 자장계인데 크기는 32×32×152mm이고 무게는 160g 정도이다.

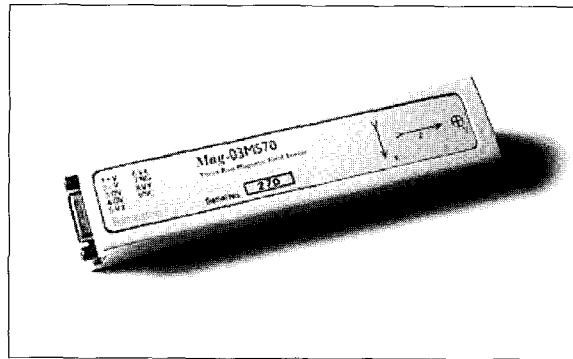


그림 2. 자장계(Barlington사의 Mag-03S).

항법 센서로는 위치, 대지속도 및 방위를 지시하는 GPS가 일반화되었다. 공중을 비행하는 무인항공기는 GPS의 위성 수신에서 장애를 받을 가능성이 적기 때문에 GPS가 항법을 위한 가장 일반화된 방법이 되었다. 자동이착륙을 위해 DGPS를 활용하는 시스템도 시험되고 있다. GPS 모듈은 크기가 가로세로 30 내지 50mm에 두께는 10mm 미만이며, 중량은 20g 정도이다. 인터페이스 규격은 NMEA-0183을 사용한다. 그림 3에 무인항공기 탑재를 위한 시험을 위해 GPS 모듈에 인터페이스 회로를 부가하여 제작한 만능기판을 보였다.

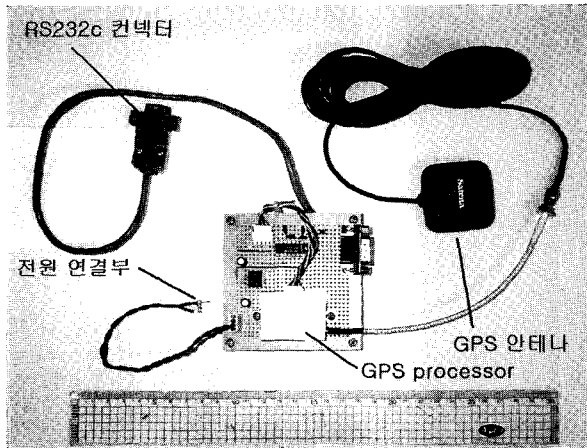


그림 3. GPS 수신장치.

비행제어를 위한 공력자료 센서로는 대기압, 대기속도 및 받음각 등을 측정하는 것이 필요하다. 대기압 센서는 GPS에서 측정되는 고도에 대한 다중화 개념으로 기압고도를 측정한다. 최대 측정압력이 1기압이며 MEMS 기술에 의한 압력계가 상용으로 판매되고 있다. 대기속도는 피토티관의 전압과 정압 차이를 측정하는 차압계를 사용한다. 무인항공기 최고속도를 시속 300Km로 가정한다면 해면고도에서의 차압이 약 0.05 기압 정도로 매우 낮은 압력이다. 이와 같이 낮은 압력을 측정하려면 압력계의 부피가 커지고, 고유진동수가 낮아 진동에 취약하게 되므로 주의해야 한다. 또한 피토티관을 설치하는 위치에 따라 정압 오차가 발생하여 속도에서의 오차를 나타낸다.

받음각 센서는 항공기 외부에 베인을 달아 그 각도를 측정하는데 비접촉식 포텐서미터가 사용된다. 베인의 설계에서는 반드시 밸런싱을 취하여 각운동에 의한 오차가 생기지 않도록 조치하여야 한다.

이상의 센서들이 무인항공기를 유도 제어하는데 필수적인 것들이고, 이와 함께 주어진 임무에 따라 그 임무를 수행하는데 필요한 센서가 추가로 탑재되어야 한다. 예를 들어 물체의 특징을 추출하여 주어진 대상을 찾아내는 임무를 가지고 있다면 CCD 카메라에 의한 시각 센서를 갖추어야 할 것이며, 방사능 오염지역을 찾아내는 임무라면 방사능 측정기를 갖추어야 할 것이다. 최근의 무인항공기 동향으로 본다면 매우 다양한 임무가 부가되고 있으므로 각각의 임무 센서에 대해 논하는 것은 본 논문의 범위를 벗어난다. 단지 어떤 종류의 센서이든 그 결과를 탑재 컴퓨터나 제어장치에 전달하기 위한 방법이 탑재 시스템의 표준 인터페이스에 부합해야 한다.

2.2 제어장치

무인항공기의 제어장치는 입출력 인터페이스를 갖는 디지털 컴퓨터가 핵심이 된다. 임무의 복잡성에 따라 프로세서의 종류를 결정하는데 8비트, 16비트 또는 32비트까지 다양하게 선택할 수 있다. 비트 수가 크고 처리속도가 빨라지면 전력소모가 증가한다.

제어장치에서 처리해야 할 일 중에서 큰 비중을 차지하는 것 중의 하나가 고장을 탐지하고 이에 대처하는 방법이다. 어떤 형태론든 고장을 진단하고, 고장에 대해 형상재구성을 하여 고장을 극복하는 하드웨어와 소프트웨어가 포함되어야 한다. 고장허용 방법으로는 2중, 3중 또는 4중의 다중화 설계가 사용된다. 다중화 설계에서도 같은 하드웨어를 복수로 설치하는 동종다중화(同種多重化, similar redundancy)와 서로 다른 하드웨어와 소프트웨어를 사용하는 이종다중화(異種多重化, dissimilar redundancy)로 나누어진다. 동종다중화가 물론 설계가 간단하고 개발비가 저렴하지만 신뢰성 향상에는 한계가 있다.

고장을 탐지하기 위한 자체진단 기능과 다중화가 이루어진 경우에 투표식으로 비교하는 기능이 포함되어야 한다. 자체진단 기능은 전원 투입 후에 실시하는 POST(power on self test)와 작동 중에 정상 작동 여부를 감시하는 워치독(watchdog) 기능이다. POST는 초기화 과정에서 각 주변장치의 작동 상태를 검사하는 것인데 메모리에 알고 있는 값을 써넣고 다시 읽어 비교하기를 여러 차례 반복하고, 데이터 전송을 실시하여 정상 작동을 검사하는 것 등이다.

워치독 기능은 프로세서가 소프트웨어의 정상적 흐름을 지키며 작동 중인지 검사한다. 프로세서에서 소프트웨어가 수행되는 과정은 메모리에서 명령을 가져가서 처리한 후 다시 결과를 메모리에 기록하는 작업을 반복하는 것이다. 만약 노이즈에 의해 명령을 가져가는 메모리 번지가 변경되거나 가져간 명령 값이 변경되면 그 다음 집행부터는 프로그램이 어떻게 진행될지 모른다. 따라서 정상적인 작동을 할 때는 집행 시간을 예상할 수 있으므로 별도의 하드웨어로 타이머를 두어 프로그램을 집행하는 중간에 타이머를 리셋시켜 정상작동하고 있다는 표시를 한다. 설정된 타이머 시간이 지나도록 리셋 신호가 들어오지 않았으면 프로세서가 정상적인 작동을 하지 않고 있다는 신호로 보고 프로세서를 리셋 하거나 인터럽을 걸어 고장원인을 제거하도록 한다. 과도상태에서도 정상 작동이 이루어 지려면 워치독 타이머 시간을 짧게 설정하고, 언제나 정상적으로 작동하면서 대기상태에 있는 별도의 프로세서가 적어도 하나 이상 있어야 한다. 동종다중화 시스템이면 같은 환경에서 같은 고장을 일으킬 가능성이

크기 때문에 이런 경우에 이중다중화가 위력을 발휘하게 된다.

제어장치는 그림 4와 같이 작동제어기, 응용처리기 및 입출력 처리기 등으로 구성된다.

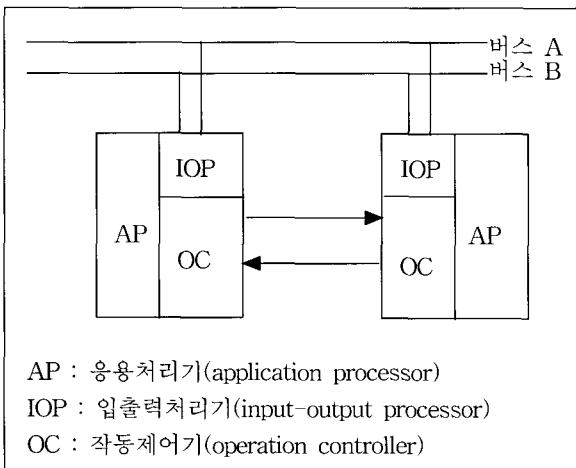


그림 4. 다중화 제어장치의 예.

작동제어기의 기능은 다중화 제어장치끼리의 통신, 동기화, 데이터 비교, 오차 탐지, 작업 스케줄링 및 형상재구성 등의 기능을 담당한다. 응용처리기는 제어법칙의 구현, 위치독 타이머의 리셋, 작동 모니터 등의 기능을 가지며, 입출력처리기는 데이터 버스와의 인터페이스를 담당하여 모든 버스에서 데이터를 받아 비교함으로써 버스 선의 이상 유무를 확인하고 유효한 선로를 통해 송신을 수행한다.

2.3 서보 작동기

제어장치에서 만들어낸 제어신호에 따라 실제 작동이 이루어지려면 작동기가 필요하다. 무인항공기의 작동기로는 대개 직류 서보 모터(servo motor)가 사용된다. 무선조종 항공기를 위한 다양한 서보 모터가 저렴하게 판매되고 있다. 토크가 작은 것은 3 Kg-cm 정도에서부터 10 Kg-cm 이상인 것도 있으며, 무게는 30g 내지 60g 정도이다. 그림 5에 몇 가지 서보 모터의 예를 보였다.

모형항공기용 서보에는 명령에 대한 작동여부를 반환하는 신호가 없다. 따라서 어떤 서보가 정상적으로 작동하는지의 여부를 판단할 수 있는 방법은 작동 명령을 내린 후 항공기의 운동을 예측하고 관성 센서에 의한 입력값으로 판단하여야 한다. 서보가 고장나면 무인항공기로서는 치명적이 되어 귀환조차도 불가능해질 수 있다. 따라서 중량이 다소 커지더라도 두 개의 서보를 병렬로 연결하여 작동시킨다면 하나의 서보 모

터가 고장나더라도 능률은 떨어지지만 나머지 하나에 의해 조종이 가능하다.

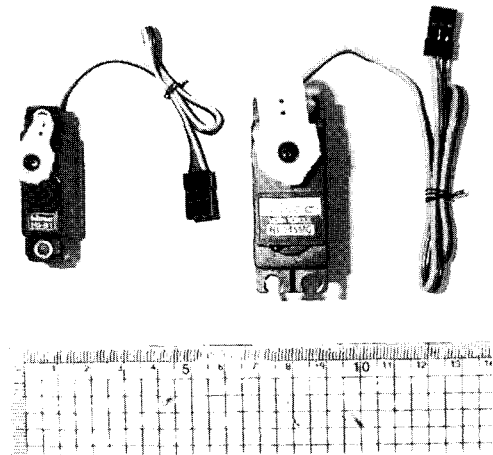


그림 5. 서보 모터.

2.4 전원

전원은 무인항공기 탑재 전자장치의 에너지원이므로 매우 신중하게 설계하여야 한다. 전원에 연결된 부하의 종류를 임계부하, 필수부하 및 운용부하로 분류하여 상황에 따라 전원 공급정책을 결정한다. 임계부하란 작동기와 명령 수신기를 직결하여 무선조종명령에 의해 작동시키기 위한 부하를 말한다. 필수부하는 항법 센서, 비행 센서 및 자세 센서를 비롯하여 제어장치 등과 같이 최악의 상황에서 무인항공기가 임무를 취소하고 귀환하는데 꼭 필요한 부하를 말한다. 운용부하는 임무수행에 필요한 여러 가지 종류의 전자장치에 대한 부하를 의미한다.

소형 무인항공기에서는 작동시간이 20 내지 30분 이내로 짧다면 모든 전원을 배터리에 의존한다. 배터리는 적어도 2개 이상을 병렬로 사용하여 별도의 전원선으로 공급하는 것이 바람직하며, 이 경우 한쪽 배터리나 전원선에 이상이 발생해도 정상적으로 전원이 공급된다. 작동 모드에 따라 불필요한 장치에는 전력을 차단함으로써 배터리의 설계 용량을 줄이거나 탑재된 전력을 절약할 수 있다. 엔진과 연동된 발전기를 사용하면 배터리의 용량을 줄이면서 신뢰성을 대폭 향상시킬 수 있다. 발전기를 사용하면 전압을 조절하고 충전시키는 회로가 필요하다. 발전기도 유인 항공기처럼 2중으로 사용하면 신뢰성 향상의 관점에서 좋지만 중량이 증가한다는 문제가 있다.

전원선의 배치는 단일 외부 손상에 의한 전체 전원선의 손상을 피할 수 있는 방법으로 설계되어야 한다. 또한 전원의 상태를 감시하고 그 내역을 제어장치에 알리고, 작동모드에 따라 부하를 조절하는 전원제어장치가 필요하다.

2.5 데이터 버스

데이터 버스는 전기적으로 기준전위가 다른 시스템을 서로 연결하고, 통신선이 차폐된 케이스 밖으로 연결되기 때문에 전자기 영향을 받기 쉬울 뿐만 아니라 물리적인 손상을 받을 가능성도 크다. 따라서 데이터 버스는 다중화 처리를 하여 하나의 시스템이 손상이나 고장이 발생하더라도 다른 시스템으로 기능을 수행할 수 있도록 설계한다.

단순한 기능시험용의 무인항공기에는 데이터 버스가 사용되지 않지만 실용적 활용을 목표로 개발되는 무인항공기에는 반드시 데이터 버스가 사용되어야 한다. 항공기의 전자장치에 데이터 버스를 채용하는 이유는 복잡한 기능의 분산에 의해 한 기능의 고장에 의해 전체 시스템이 작동불능이 되는 것을 방지할 수 있기 때문이다. 또한 여러 가지 임무에 따라 탑재장치의 융통성 있는 조합을 할 수 있으며, 새로운 기능의 추가 및 변경이 용이하면서, 정비가 간편하다는 등의 장점이 있다. 개발 측면에서는 모듈로 나누어 개발하고, 모듈별로 성능개선을 통한 확장이 용이하다는 이점 등이 있다.

유인항공기에 사용되는 표준 버스 시스템은 MIL-STD-1553B[7] 또는 ARINC 629[8]이다. 이 버스를 기본으로 광통신을 사용하는 버스로도 발전되었다. 표 2에 MIL-STD-1553B의 하드웨어 특징을 정리하였다. 같은 버스 표준이라도 다중화 방법에 따라 계층구조와 평면구조로 나눈다. 유인항공기의 표준 버스에서는 트랜스포머(transformer)를 사용하여 인덕티브 형 절연을 한다. 통신선의 파손이나 단말에 고장이 생기더라도 다른 단말기에 영향을 최소화시키면서 전자기 영향을 분리한다. 그러나 인덕티브 결합의 주파수는 일정 대역폭으로 유지되어야 하기 때문에 직렬 데이터를 맨체스터(Manchester) 엔코딩(encoding)을 사용한다.

MIL-STD-1553B 버스에서는 같은 통신선로에 버스 제어기(BC, bus controller), 원격단말기(RT, remote terminal) 및 버스감시기(BM, bus monitor) 등의 3가지 종류의 통신모듈이 존재한다. 하나의 통신선로에 통신제어기는 하나만 있을 수 있지만 기능을 가지고 있는 다른 원격단말기에 제어권을 넘겨 버스제어기로 만들 수 있다. 버스감시기를 제외한 모든 터미널은 원격단말기가 되며 고유의 번지를 가지고 있다. 모든 통신은 시작은 버스제어기가 제어하며 버스제어기의 명

령에 따라 원격단말기가 작동한다.

표 34. MIL-STD-1553B의 하드웨어 특징.

| 항 목 | 특 성 |
|---------|--------------------|
| 데이터 전송률 | 1 MHz |
| 데이터 길이 | 16 비트 |
| 작동방식 | 비동기(asynchronous) |
| 버스 제어 | 단일제어/복수제어 |
| 워드 길이 | 20 비트 |
| 전송 방식 | 반이중(half-duplex) |
| 버스 커플링 | 트랜스포머(transformer) |
| 전송선로 | 트위스트 페어 실드선 |

소형 무인항공기에서도 신뢰성 측면이나 미래의 확장성을 고려할 때 데이터 버스를 사용하는 것이 타당하지만 유인항공기에서 사용되는 표준 버스보다는 그 개념을 살린 간이형 프로토콜을 사용함으로써 개별 모듈의 정상작동에 대한 판단이나 제어권의 이관 등이 원활하게 이루어지도록 한다.

본 연구에서 소형 무인항공기에 사용될 저가형 데이터 버스를 구성하여 INHA-UP(UAV Protocol)이라 칭하였다. 산업용 제어기에서 주로 사용되는 멀티드롭(multi-droop) 방식의 반이중 통신인 RS-485 하드웨어를 기반으로 MIL-STD-1553의 16비트 통신체계를 8비트 통신체계로 변경하여 설계하였다. INHA-UP를 사용하는 무인항공기 전자장치에는 2중의 다중화를 채택한다고 가정하여 그 이상의 다중화에 대한 명령을 생략하였다.

통신제어기로 인텔의 MCS51을 사용하면 9번째 비트를 '1'로 했을 때만 수신 인터럽트 처리하는 통신 모드 2, 3이 편리하다. 클럭을 24MHz로 사용하면 최고 750Kbps의 통신 속도가 이루어진다.

명령어는 표 3과 같이 정의하였다.

표 3. 명령어의 구성.

| | | | | | | | | | |
|---|---|-----|---|---|--------|---|---|----|-------|
| 8 | 7 | 6 | 5 | 4 | 3 | 2 | 1 | 0 | 비트 위치 |
| 1 | P | 명령어 | | | 단말기 번지 | | | 기능 | |

여기서 P는 패리티를 의미하며 홀수 패리티 체계를 사용한다. 단말기 번지에는 4 비트가 할당되는데 0번지는 모든 단말에게 동시에 보내는 방송 모드용으로 할당하고, 나머지 숫자로 15가지의 단말을 지정할 수



있다. 이 명령어 통신을 통해 도착했을 때 통신 프로세서에 인터럽이 걸려 모든 단말이 주목하지만 자기 변지와 단말기 변지가 일치하지 않으면 무시하고 원래의 프로그램 흐름으로 돌아간다. 단말기 변지가 일치하면 명령어에 따라 동작하는데 각각의 명령어는 표 4 같은 기능을 갖는다.

표 4. 명령어 목록.

| 명령어 (2진법) | 기능 | 추가명령 |
|-----------|-------------------------------|---------|
| 0(000) | 제어권 이양 (dynamic bus control) | 없음 |
| 1(001) | 상태어 요청 (transmit status word) | 없음 |
| 2(010) | 자체점검 개시 (initiate self-test) | 없음 |
| 3(011) | 리셋 (reset terminal) | 없음 |
| 4(100) | 데이터 송신 (transmit block data) | 데이터 수 |
| 5(101) | 데이터 수신 (receive block data) | 데이터 수 |
| 6(110) | 확장 명령어 (extended command) | 추가지정 예정 |
| 7(111) | 미사용 (not used) | 없음 |

각 명령어의 구체적인 의미는 MIL-STD-1553B에 정의된 명령어와 동일하다. 지정된 단말기가 명령을 해석하였으면 즉시 상태어로 응답해야 한다. 상태어의 포맷은 표 5와 같다.

표 5. 상태어 포맷.

| 비트 위치 | 의미 | 약어 |
|-------|---|----|
| 8 | 명령어(command word only) | |
| 7 | 메세지 오류(message error) | ME |
| 6 | 서비스 요청(service request) | SR |
| 5 | 방송 메세지 수신(broadcast message) | BM |
| 4 | 분주함(busy) | BS |
| 3 | 예비 | |
| 2 | 단말기 고장(terminal fault flag) | TF |
| 1 | 제어권 수용 (dynamic bus control acceptance) | CA |
| 0 | 홀수 패리티(odd parity) | P |

버스제어기가 명령어를 보내면 선택된 단말은 방송 모드가 아니면 상태어로 응답하고 이상이 없고, 데이터 수신이나 송신 요청 명령이었으면 다음 바이트로 데이터 수를 보내고 연속해서 데이터 전송이 이루어진다. 주고받는 데이터의 포맷은 단말에 따라 다르게 정해질 수 있다.

상태어의 ME는 명령어의 패리티에 오류가 있을 때 '1'로 설정되며 BS 비트가 '1'이면 단말기의 처리가 폭주하여 데이터 송수신을 할 수 없다는 뜻이다. TF 비트는 단말기가 고장나서 보내는 데이터에 신빙성이 없다는 것을 뜻하며, CA 비트는 제어권 이양 명령에 대한 답으로 제어권을 이양 받겠다는 뜻이다. 상태어의 여러 가지 조합에 따른 비정상 지시 비트에 따라 별도의 처리방식이 결정되고 탑재 컴퓨터에 프로그램 되어야 한다.

3. 탑재 전자장치의 개발

설계란 주어진 요구조건을 만족하도록 각각의 기능을 조합하는 과정으로 요구조건을 문서화하고 구현하기 위한 상세한 방법을 기록하는 것이다. 탑재 전자장치를 설계할 때는 기능에 따라 중량, 부피 및 전력소모 등이 우선적으로 고려되지만 이외에도 매우 중요한 요소가 신뢰성, 정비성, 확장성 및 비용 등이다.

3.1 설계 요구사항

설계요구사항들을 설정하는데는 운용에서의 요구사항을 반영해야 한다. 예를 들어 하루동안 사용 횟수인 임무율(sortie rate), 임무 중단률, 운용 준비시간, 중대 결함 간격, 중요 기능의 평균 수리 시간, 고장 탐지율, 고장 분리율 및 총 운용단가 등이다.

설계 과정은 무인항공기의 임무형상(mission profile)을 작성하고, 임무에 따른 운용 시나리오를 다양하게 예상하고, 기능별 흐름도와 판단/작동의 흐름도를 작성하여 임무분석을 행한다. 전체적으로는 기능별 나열과 재구성을 통하여 구체 사항을 결정해나간다. 임무분석이 이루어지면 필요한 기능을 어느 모듈에서 구현할 것인지, 소프트웨어로 구현할 것인지 또는 하드웨어로 구현할 것인지 등의 기능분담에 관한 질충을 수행한다.

그림 6에 설계요구사항을 설정해 나가는 논리적 흐름을 보였다. 먼저 무인항공기의 임무를 정의한다. 정의된 임무에 따라 비행 단계를 나누어 각 단계에 필요한 사항들을 열거한다.

임무구성 별 요구사항을 정량적으로 도출한다. 그림에서처럼 최대 롤 각속도가 정의되어야 롤 센서를 선정할 수 있을 것이다. 항법도 택시이나 이착륙에 사용하려면 정확도가 매우 높아야 하지만 항로 결정에만

사용한다면 비교적 덜 정확해도 된다.

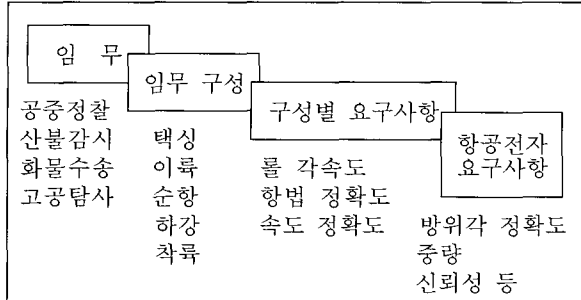


그림 6. 설계요구사항의 도출과정.

무인항공기는 운용방법이 군용항공기의 개념과 비슷하다. 따라서 무인항공기 항공전자의 설계에서는 디지털 항공전자를 유인항공기에 적용하기 위한 설계, 설치 및 시험에 관한 일반 규격인 MIL-F9490[6]을 참조하는 것이 타당하다. 무인항공기의 운용 시나리오를 작성할 때에도 MIL-F9490에 따라 다음과 같이 작동상태를 정의하는 것이 합리적이다.

- 제 1 작동상태 - 정상 작동
- 제 2 작동상태 - 치명적이 아닌 부품의 성능저하나 고장에 의한 제한된 작동
- 제 3 작동상태 - 최소한의 안전한 작동
- 제 4 작동상태 - 비상착륙이 가능한 정도로 조종가능
- 제 5 작동상태 - 호밍 철수 가능

디지털 항공전자 설계에서의 전반적인 요구사항은 컴퓨터의 특성을 염두에 두고 정해진 사항들로서 최악의 경우에도 전체 계산 시간의 75% 이내에서 사용해야 하며, 메모리 사용은 총 메모리의 50%이내 사용해야 한다. 계산 사이클과 센서 신호의 샘플 주기 (sampling period)는 위상차, 절사 오차(round off

error) 및 얼리에이징(aliasing)을 고려하여 충분히 짧게 설정해야 한다. 항공기의 경우 보통 항법 데이터 샘플주기는 1 초, 공력 데이터 샘플 주기는 0.1초, 그리고 자세제어용 센서의 샘플 주기는 0.01초 이상이 요구된다. 유인항공기의 경우 비행제어 시스템의 워밍업(warming up) 시간은 90초 이내이며 그 외의 시스템은 3분 이내로 규정되어 있으나 무인항공기에서는 아직 데이터가 없다.

무인항공기의 설계요구사항이 분석되고 개발이 진행되면 그림 7과 같은 일반적인 시스템 개발 사이클에 따라 진행된다.

3.2 신뢰성 분석

유인항공기에서도 항공전자장치의 신뢰성은 매우 중요하게 취급하고 있다. 조종사가 탑승하고 있으면 각 계통의 상태를 예민하게 파악하여 무리한 작동이 일어나지 않도록 미리 예방조치를 취하든지, 형상재구성을 통하여 작은 결함이 더 이상 전파되지 않도록 하는 반면에 무인항공기에서는 인간 조종사처럼 예민한 판단을 할 수 있는 장치가 없으므로 부품자체가 신뢰성이 매우 높아야 하며 자체진단기능을 갖추고 있어야 한다. 또한 항공전자 부품의 신뢰성을 향상시키는 여러 가지 방법이 중량을 증가시키거나 전력소모를 증가시키기 때문에 유인항공기보다 오히려 무인항공기에서의 제약이 훨씬 더 크다고 볼 수 있다. 그러나 신뢰성은 항상 비용과의 절충이 필요하다.

신뢰성(reliability)이란 MIL-STD-721C의 정의를 따른다면 (1) 정해진 조건에서 고장 없이 성능을 발휘하는 기간 또는 확률 또는 (2) 정해진 조건과 기간에서 주어진 기능을 수행하는 확률인데 다중화 계통이 아니면 (1)과 (2)가 동일하지만 다중화 계통이면 (2)는 임

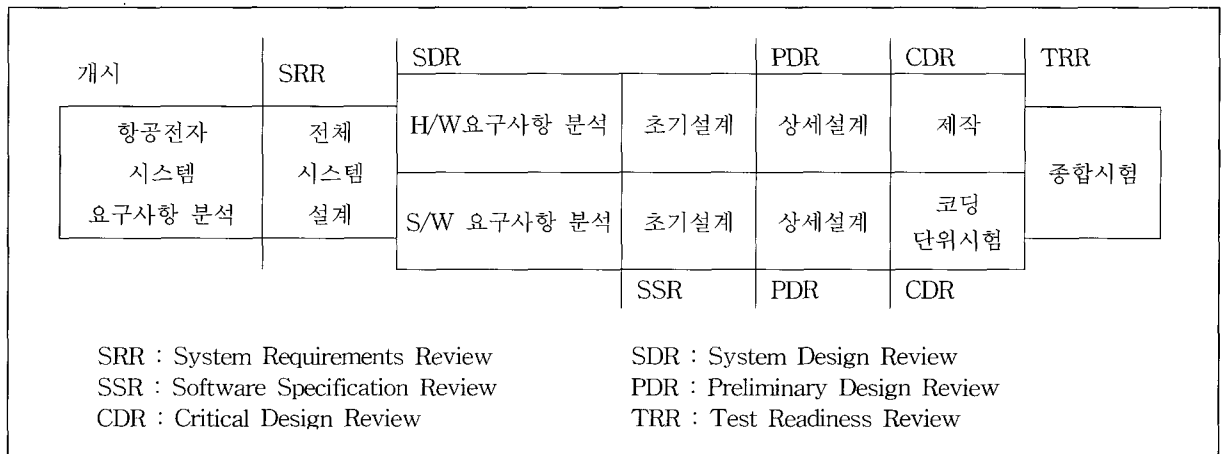


그림 7. 시스템 개발 사이클.



무 신뢰성을 의미한다.

흔히 사용되는 신뢰성 분석기법에는 전체 시스템을 나무 구조로 분해하여 각 모듈이 전체 신뢰성에 미치는 영향을 정량적으로 분석하는 FTA(fault tree analysis)와 최하단위 부품별 품질수준, 사용빈도, 동작 조건 등에 대한 입력 자료를 데이터 베이스[9]로 하여 서버 시스템에 대한 신뢰성 및 전체 시스템 신뢰성을 계산하는 방식인 FMEA(fault mode and effect analysis)[10]가 있다. 그러나 FMEA는 하드웨어 신뢰성 해석에만 적용된다.

FTA는 벨 연구소가 1962년에 미닛만 미사일 발사 제어장치를 개발하면서 처음으로 채택한 방법이며, 미 공군에서 사용하는 FMEA의 분석자료가 FTA의 기초 자료로 사용된다. 실용 시스템을 설계할 때는 FMEA를 기초로 한 상용 소프트웨어가 활용되고 있다[10].

항공전자장치를 개발할 때는 설계요구사항에 따라 기능설계를 수행하고, 신뢰성 분석을 하면 어떤 부분이 고장에 가장 취약하며, 그 고장이 시스템에 미치는 영향이 얼마나 되는가를 정량적으로 판단할 수 있는 자료를 얻게된다. 이 자료를 바탕으로 어느 부분을 몇 중의 다중화 구성으로 할 것인가가 결정된다.

전자부품의 신뢰성을 향상시키기 위해 사용조건을 최대 정격에서 여유를 두고 설계하는데 경험적으로 추천하고 있는 전자부품의 사용조건을 예시하면 표 6과 같다.

표 6. 전자부품의 일반적인 사용조건.

| | |
|---------|--|
| VHSIC 칩 | 전원의 노이즈 $\pm 3\%$ 출력 전류 70% 주파수 75% 최대 정션 온도 85°C |
| 콘넥터 | 전압 50% 전류 50% |
| LED | 정방향 전류 50% 최대 정션 온도 95°C |
| 광케이블 | 굽힘 반경 200% 장력 20% |

3.3 시험평가

항공기의 운용환경은 매우 큰 폭으로 변화하기 때문에 탑재 전자장치의 개발에서 환경시험은 아주 중요하다. 환경시험은 온도와 고도 시험, 습도 시험, 작동 중 충격과 충돌에 의한 안전성 시험, 진동 시험을 비롯하여 기타 염수시험, 방수시험, 방폭시험, 전원 시험 및 EMI 시험 등에 대한 여러 가지 항목에 대해 수행된다.

항공기 탑재기기에 대한 시험 항목은 RTCA DO-160 규격[12]에 따라서 KS 규격으로 제정되어 있다[13].

위의 여러 환경요인 중에서도 전자기 장애(EMI, electromagnetic interference)는 항공전자장치에 치명적인 영향을 미친다. 탑재 전자장치에서 EMI는 크게 3가지로 나눈다. 먼저 공중전기와 항공기의 마찰전기 사이에서 일어나는 정전기 방전(ESD, electro-static discharge)이나 번개와 같은 고강도 방전에 의한 과도 현상, 탑재 전원의 노이즈, 그리고 방송전파나 지상 레이다 신호와 같은 강한 전파의 영향 등이다.

정전기 방전은 기체에 구멍을 내기도 하고 탑재 전자장치의 기능을 완전히 마비시킬 수도 있다. 특히 복합재료로만 제작된 무인항공기의 경우에는 정전기 방전에 의한 손상에 대한 대책을 철저히 해야 한다. 섬광을 만드는 벼락의 형태가 아니라도 기체 표면과 공기 전하의 전위차에 따라 방전은 항상 일어날 수 있다. 정전기 방전은 기체의 표면을 따라 큰 전류가 흘러 강한 자계를 형성하여 회로의 정상작동을 방해한다.

탑재 전원의 노이즈에 의한 장애는 소비전류가 시간에 따라 변화하기 때문에 다른 부품의 전원에 영향을 주어 일어나는 장애로 스위칭 모드 전원장치(SMPS, switching mode power supply), 컴퓨터의 클럭, DRAM의 리프레시 및 인덕티브 스위칭 등이 주원인이다.

항공 탑재 장비에 대한 EMI 대책은 미국 군사규격[14]를 참조한다. EMI 시험 요구항목은 전원에 대한 저주파 장애 시험, 유도 신호에 의한 장애, 방사 고주파와 전도 고주파에 의한 고주파 장애, 고주파 방사, 번개에 의한 과도전압 장애 및 번개에 의한 직접적인 장애 등을 시험한다.

탑재 전자장치의 설계에서 참조할 수 있는 EMI 대책은 군사 핸드북[15]에 자세하게 소개되어 있다. 중요한 대책은 실드(shield), 접착(bonding), 필터, 접지, 그리고 노이즈에 강한 부품과 보호회로의 채용 등이다.

4. 결 론

전자장비의 괄목할 만한 발전에 힘입어 무인항공기의 탑재 전자장비도 많은 발전을 했는데, 특히 가격대비 성능이 비약적으로 향상되었다. 이러한 요인에 힘입어 소형 무인 비행체의 전자 탑재 장비를 중, 저가의 범용 부품들을 이용하여 구성하는 것이 가능해 졌다. 한편 일반적으로 무인기의 경우에는 상황변화나 시스템 고장에 따른 생존성(survivability)이 유인기의 경우보다 더 심각할 수 있는데, 이는 유인기의 경우에는 조종사가 상황변화에 따라 종합적으로 판단하고 대처할 수 있지만, 무인기의 경우에는 모든 가능한 경우에 대

해 미리 조치를 취해 두어야 하기 때문이다. 하지만 이렇게 개발된 경우라도 여전히 미비한 점이 있을 수 있으므로, 전체적으로 시스템의 신뢰성을 확보하는 것이 매우 중요한 점이며, 설계에서부터 제작까지의 전과정에서 이에 대한 고려를 충분히 하여야 하며, 최종적으로 반드시 적절한 시험 및 평가 과정을 거쳐야 한다.

본 논문에서는 이러한 관점에서 시스템의 구성에 필요한 사양들과 신뢰성 확보 방법을 센서, 제어장치, 서보, 전원, 데이터 버스 등 서브 시스템 단계와 부품의 측면에서 살펴보았다. 센서의 경우에는 MEMS 기술 등을 이용한 소형의 센서들이 활발히 개발되고 있고, 이들을 이용해서 측정된 신호를 처리해서 제어 신호를 만들고 제어면을 움직이는 제어 장치 프로세서 또한 빠르게 발전하고 있는데 이들을 이용해서 구성된 시스템의 신뢰성 확보를 위한 방법에 대해 상세히 설명하였다. 서보나 전원부의 경우에도 높은 신뢰성을 가지도록 하기 위해 설계하는 과정에서 유의하여야 할 점에 대해서도 언급하였다. 그리고 서브 시스템 사이의 데이터 전송을 위해서는 데이터 버스를 사용하는 것이 바람직하기 때문에 데이터 버스의 일반적인 구성에 대해 언급하고 소형 무인기 체계에 적용이 가능하면서도 MIL-STD-1553B 등 유인기 체계에 사용되는 버스 시스템과 유사한 구조를 갖고 있는 INHA-UP을 개발하고 이의 구성에 대해서도 설명하였다. 전체 시스템의 개발과정에 있어서는 설계 요구 사항을 설계에 반영하는 과정, 신뢰성 분석, 그리고 최종 제품을 시험 평가하는 과정에 대해서 언급하였다.

참고문헌

1. Kent Kresa and Wiliam Kirlin, "The Mini-RPV", *Astronautics and Aeronautics*, September, 1974

박 춘 배

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 교통부 위성항행시스템(FANS) 자문위원. 관심분야는 항공제어, 시뮬레이터.

2. Barry Miller, "USAF Studying Proposals for Tactical Drone System", *Aviation Week and Space Technology*, March 10, 1975
3. Philip Klass, "Mini-RPV Program Spawns Wide Range of Vehicles", *Aviation Week and Space Technology*, July 14, 1975
4. Dale Reed, "High-Flying Mini-Sniffer RPV: Mars Bound?", *Astronautics and Aeronautics*, June, 1978
5. FAR 25.1309, "Equipment Systems and Installation"
6. MIL-F-9490, "Flight Control Systems- Design, Installation and Test of Piloted Aircraft"
7. MIL-STD-1553B, "Digital Time Division Command/Response Multiplex Data Bus, Notice 2, September 1986"
8. ARINC Characteristic 629, "Multi-Transmitter Data Bus", *Aeronautical Radio Inc.*, Nov. 1989
9. MIL-HDBK-217, "Reliability Prediction of Electronic Equipment"
10. MIL-STD-1629, "Procedures for Performing a Failure Mode and Effect and Criticality Anaysis"
11. <http://www.moasoftware.co.kr>
12. RTCA DO-160, "Environmental conditions and Test Procedure for Airborne Equipment"
13. KS W 0923, "항공기 탑재기기 환경조건 및 시험절차", 1997. 11. 06
14. MIL-E-6051, "Electromagnetic Compatibility Requirements, Systems"
15. MIL-HDBK-253, "Guidance for the Design and Test of Systems Protected Against the Effects of Electromagnetic Energy"

최 기 영

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