



소형 무인항공기용 저가형 자동조종장비의 개발

오재석, 유 혁, 구삼옥

한국항공우주연구원

1. 서 론

전자통신 및 컴퓨터 분야의 급속한 발전에 따른 성능 대비 외형 규격, 중량 및 소비전력의 급격한 감소는 중량과 탑재공간 소요량이 매우 심각한 요소인 항공기, 그중에서도 무인항공기 분야에서의 탑재장비에 대한 개념을 혁명적으로 바꾸어 가고 있다. 탑재 전자 통신 장비 및 센서를 비행체와 함께 소형화시키는 극단적인 한 축에는 초소형 비행체(Micro Air Vehicle, MAV)라는 무인항공기를 들 수 있으나 아직 동력장치의 한계성등으로 인하여 실용적인 제품화에는 다소 시일이 걸릴 것으로 보이며, 비행체 중량으로 수 kg에서 수십 kg 정도의 소형 무인항공기가 저렴한 비용의 다용도 임무 수행용으로 개발가능한 대상이 될 수 있다. 특히 1998년 8월 대서양을 횡단한 Aerosonde[1]는 소형, 경량, 저가형 자동조종장치의 가능성과 과학관측용 소형 무인기(mini UAV)의 활용성을 충분히 입증하였다.

대공사격 훈련용으로 널리 이용되고 있는 저가형 무인항공기의 경우에도 시계비행(Visual flight) 범위 내에서 순 수동 원격조종에 의한 비행 위주의 훈련이 주류였으나, 시계비행 거리 밖에서부터 침투해오는 가상 상황 훈련을 위해서 간단한 자동조종 장치를 장착해야 할 필요성이 제기되고 있으며, 그 장치는 현재 상용으로 조달가능한 하드웨어를 중합하고 소프트웨어를 첨가함으로써 충분히 구현 가능한 단계에 와 있다고 생각된다.

본 논문에서는 소형 무인기에 활용할 수 있는 저가형 자동조종장비에 대한 조사 내용과 그 개발 절차, 그리고 한국항공우주연구원에서 연구 중인 사례와 현황을 소개함으로써 무인항공기용 소형 저가형 자동조종장비 연구의 방향을 제시해 보고자 한다.

2. 무인항공기 자동조종장비

2.1 자동조종장비의 구분

무인항공기의 자동조종장비는 기준에 따라 여러 형태로 구분할 수 있으며, 이 논문에서는 장비의 비용에 따라 초저가형 시스템, 저가형 시스템 및 고가형 시스템으로 구분하였다. 초저가형 시스템은 비행제어컴퓨터와 항법센서를 포함한 자동조종시스템의 비용이 2,000 미달러 이하이며, 대표적인 제품으로 Micro-Pilot (<http://www.micropilot.com>) 사의 MP1000이 있다. 이 시스템은 무선조종송신기만을 사용하는 무인항공기에 용이하게 적용할 수 있도록 설계되어 있다. 이를 위해 자동조종장비의 운용모드를 원격조종신호만을 이용하여 결정할 수 있게 하여 데이터 링크 모뎀과 지상제어 시스템이 없이도 자동비행을 구현할 수 있다. 다만 데이터 링크 모뎀의 부재로 항공기의 상태정보를 지상에서 관측 불가능하게 되어 무인기의 활용영역을 크게 단축시키게 된다.

저가형 시스템은 2,000 ~ 10,000 미달러의 비용으로 구매 가능한 시스템이며, 대표적인 제품으로 Perry Design, BAI Aerosystems, S-Tec, AAI, Micro-Pilot 등에서 개발하여 판매하는 시스템이 있다. 이러한 시스템이 초저가형 시스템에 비하여 크게 달라진 점은 데이터 링크 모뎀을 사용할 수 있게 한 것이다. 이를 통하여 지상제어시스템에서 항공기의 상태를 온라인으로 관측 가능하게 되며, 자동비행시스템의 운용모드 및 자동조종 관련 파라미터를 지상뿐만 아니라 비행 중에 설정할 수 있다. 고가형 시스템은 10,000 달러 이상의 시스템으로 대부분 군수용으로 개발된 무인항공기에 적용된 시스템이다. 이러한 시스템은 저가형 시스템보다 신뢰도가 크게 향상되었으며, 시스템에 요구되는 임무 달성을 위한 모든 기능을 제공한다.

2.2 자동조종장비의 구조

2.1에서 사용한 무인항공기 자동조종장비의 구분 기준인 초저가형/저가형/고가형 시스템의 일반적인 구조에 대하여 기술한다. 대부분의 초저가형 시스템에서는 그림 1과 같은 구조를 갖는다. 지상의 무선조종송신기

(radio control transmitter, R/C TX)의 신호는 항공기의 무선조종 수신기(radio control receiver, R/C Rx)에 입력되며, 이 수신기에서 출력된 신호는 비행제어컴퓨터(flight control computer, FCC)로 입력되고, 비행제어컴퓨터는 센서정보를 입력받아 적절한 자동조종 알고리즘을 통하여 서보모터 제어 신호를 출력하게 된다. 이러한 자동조종장비는 수동조종/반자동조종/자동조종의 3가지의 운용모드로 동작가능하며, 운용모드의 선택은 R/C 신호를 사용하게 된다. 초기 동작시 자동조종장비의 동작여부 판단을 위해 조종면의 운동을 사용한다. 예를 들어 시스템에 전원 인가 후 초기 설정이 완료되어 시스템이 정상 동작하면 엘리베이터를 5초간 상하로 움직인다. 만약 시스템에 고장이 발생하면 러더를 계속 움직이는 동작을 수행하여 조종사에게 자동조종장비가 비정상 동작함을 알린다. 초저가형 시스템의 비행제어법칙은 고정된 구조를 가지며, 사용자는 비행제어법칙의 제어이득을 변경하여 자동조종장비의 특성을 조절할 수 있다. 좋은 성능의 자동조종장비 구성을 위해서는 지상에서의 HILS를 통하여 자동조종장비의 특성을 분석하고, 제어 이득변화에 따른 시스템의 민감도 정보를 분석하여야 한다. 이러한 시스템은 비행 중 비행제어법칙 제어이득 변경이 불가능하여 비행시험에서 제어이득을 변경하는 경우 항공기를 착륙시켜야 되며, 이에 따른 사고 위험성도 매우 커지게 된다. 초저가형 시스템을 사용하면 짧은 시간에 단순한 기능을 갖는 자동조종장비를 구성할 수 있으나, 비행제어법칙의 구조 변경이 불가능하므로 성능 향상에 한계가 존재하게 된다.

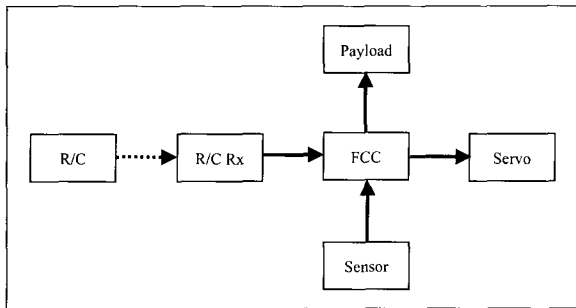


그림 1. 초저가형 자동비행시스템의 구조.

저가형 자동조종장비는 초저가형 자동조종장비에 데이터 링크용 모델을 추가한 형태로 그림 2와 같은 구조를 보인다. 이러한 구조에서 무선조종 송수신기(R/C TX & RX)는 시스템에 따라 있는 경우도 있고 없는 경우도 있다. 이 시스템에서는 데이터 링크용 모델을 채용하여 항공기와 지상 간의 정보교환이 가능하므로,

초저가형 시스템에서 불가능하였던 항공기 상태의 실시간 관측, 비행 중 자동조종장비 이득 변경, 항법을 위한 경로점 변경 등이 가능해진다. 이러한 시스템에서는 자동조종을 위한 센서로 GPS, 각속도 자이로, 압력고도계, 대기속력계, 마그네토미터를 사용한다. 항공기의 위치는 GPS, 압력고도계, 대기속력계의 출력을 이용하여 결정하며, 비행제어법칙은 압력고도계, 대기속력계, 각속도계, 자이로를 이용하여 내부 루프를 구성하고, GPS와 마그네토미터의 출력을 이용하여 위치와 헤딩각 제어를 위한 외부 루프를 구성하게 된다. 저가형 시스템으로 구입하는 제품들은 대부분은 비행제어컴퓨터와 센서가 이미 결정되어 있어, 사용자의 구성품 선정이 거의 불가능하며, 또한 데이터링크 프로토콜, 비행제어법칙 등의 소프트웨어적인 부분을 변경하기가 어려워 개발회사에서 제공되는 기능을 향상시키는 것이 매우 어렵다.

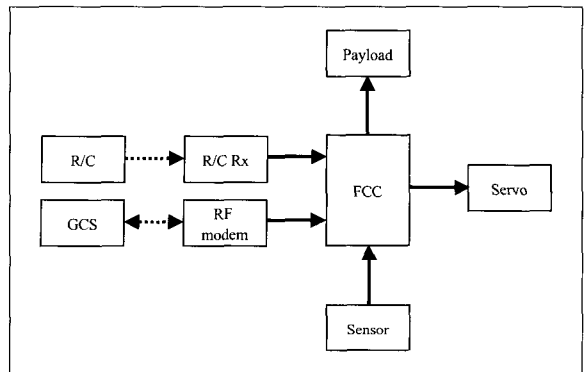


그림 2. 저가형 자동비행시스템의 구조.

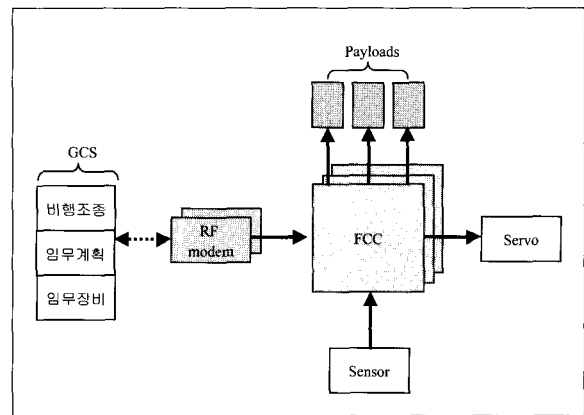


그림 3. 고가형 자동비행시스템의 구조.

군수용이나 상업용 무인기 시스템에 채용되는 자동비행시스템은 일반적으로 매우 고가이며, 그림 3과 같



은 구조를 보인다. 이러한 시스템에서 신뢰성의 증대를 위해 비행제어컴퓨터를 다중으로 사용하며, 임무를 위해 SAR, EO/IR과 같은 고가의 임무장비(payload)를 탑재하게 된다. 그리고 지상제어시스템(ground control system)은 저가형 시스템의 비행상황 도시, 자동조종 및 항법 파라미터 설정과 같은 비행조종 기능 외에 임무계획, 임무장비 조종 등의 기능이 포함된다. 이러한 시스템은 무인항공기의 임무에 맞추어 자동조종장비를 독자적으로 개발한 것이 많으며, 각 무인항공기 시스템에 최적화하여 제작되므로 다른 무인항공기에는 적용하기가 쉽지 않다.

2.3 자동조종장비의 운용모드

무인기를 위한 자동비행 운용모드는 크게 안정성 증강(stability augmentation), 자세 제어(attitude control), 항법(navigation)으로 구분할 수 있다.

자동조종장비에서 채용하고 있는 운용모드에는 고도 유지/선택(altitude hold/select), 속력 유지(airspeed hold or auto-throttle), 침로각 유지/선택(heading hold/select), 날개 수평 유지(wing-leveling), 정상 선회(turn coordination), 경로점 추종 waypoint navigation)이 있다. 이러한 자동비행 운용모드의 구현을 위한 센서 및 제어계 알고리즘은 무인기의 임무요구사항에 따라 달라진다.

초저가형이나 저가형 자동비행 시스템에서는 압력고도 센서와 스프링을 이용한 고도유지, 전압 대기 속력 센서와 엘리베이터를 이용한 속력유지, 각속도 자이로와 에일러론을 이용한 날개 수평 유지 및 정상 선회 기능을 제공하며, 이러한 자동비행 운용모드와 GPS 항법정보를 이용한 경로점 추종 기능을 제공한다. 이러한 시스템에 사용되는 센서들은 수십에서 수백 미달러 수준의 센서를 사용하기 때문에, 자동비행 시스템의 성능 향상을 위해서는 센서 특성 분석 시험이 매우 중요하다.

고가형 시스템에서는 초저가형이나 저가형 시스템에서 사용하는 센서보다 고급 사양의 센서를 사용한다. 특히 Vertical Gyro와 같이 항공기의 자세각을 직접 측정할 수 있는 센서나 고밀도의 INS를 사용하여 시스템 비용이 크게 증가한다. 이러한 센서를 통하여 항공기의 정밀한 자세각 제어 및 위치제어가 가능하게 되며, 이를 이용하여 탑재장비를 통한 높은 정확도를 요구하는 임무 달성이 가능하게 된다.

2.4 해외 소형 무인항공기 자동조종장비 동향

해외에서는 학교, 연구소, 업체 등에서 수 백 여종의 무인항공기가 개발되고 있으며, 개발동향에 대해서는

참고문헌 [2]에 정리가 되어 있으므로 참조하도록 한다. 무인항공기용 자동조종장비를 위해 무인항공기 개발사는 센서, 데이터 링크 모뎀, 비행제어컴퓨터와 같은 구성품은 기존에 개발되어 있는 제품을 구매하여 시스템 통합하고, 무인항공기 임무에 맞게 최적화하는 방법을 사용하는 것이 일반적이다. 다만 비행제어컴퓨터는 입/출력 신호 만족여부, 중량, 크기 등의 문제로 무인항공기에 최적화하여 개발하는 경우도 있다. 이러한 경우에도 컴퓨터 보드, 입/출력 보드는 상용화되어 있는 제품을 이용하고, 시스템에 특정한 구성품만을 개발하여, 비행제어컴퓨터의 개발기간 및 비용 단축, 신뢰성 향상을 추구하고 있다. 초저가형이나 저가형 무인항공기에서 사용하는 컴퓨터로는 모토롤라의 68332 CPU, PC/104, 8051/80960과 같은 마이크로 컨트롤러를 많이 사용한다. 대표적인 자동조종장비의 비행제어컴퓨터에 대한 주요 사양을 정리하면 표 1과 같다. 여기서 운용모드는 AH(altitude hold/select), ARH(attitude rate hold/select), ASH(airspeed hold/select), WL(wing leveling), HH(heading hold/select), YRH(yaw rate hold), GWN(GPS waypoint navigation)을 나타낸다.

표 1. 주요 해외 자동조종장치의 사양.

제조사/제품명	CPU	센서	운용모드
BAI/ Dragon Drone	68332	Rate gyro, Barometric altimeter, Tachometer, Airspeed meter, GPS, Vertical reference	AH WL HH GWN
S-Tec/ 750A	8751	Rate Gyro, Directional Gyro, Barometric Altimeter., Tachometer, Airspeed, GPS	AH ASH WL GWN
AAI Magic	8086	Inclined Gyro, Magnetometer, Barometric Altimeter, Tachometer, Airspeed	ARH WL GWN
Insitu Group, Aerosonde	68332	Rate Gyro, Barometric Altimeter, Airspeed, GPS	ARH ASH YRH
Micro Pilot MP2000	68332	Rate Gyro, Barometric Altimeter, Airspeed, GPS, Ultrasonic Altimeter.	AH ASH TC GWN

3. 개발절차

3.1 개요

무인자동항법시스템을 성공적으로 개발하기 위해서는 여러 분야의 협조가 필요하다. 그림 4는 자동비행시스템 개발을 위해 필요한 과정을 나타낸다.

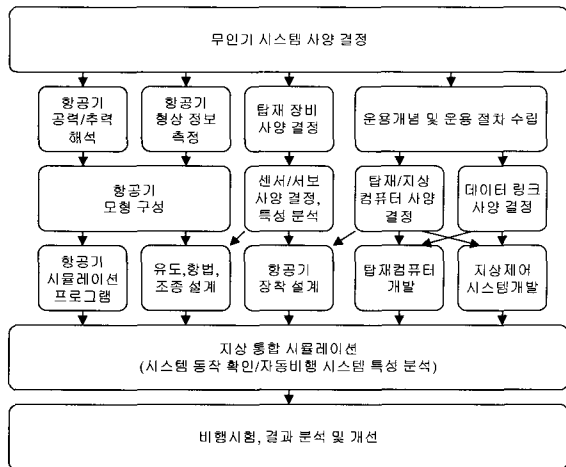


그림 4. 자동비행시스템 개발 흐름도.

3.2 항공기 모델링

Vehicle Modeling은 자동비행하려는 스템을 탑재하 항공기와 자동비행시스템을 구성하는 센서, 서보 등의 수학적 모델을 구성하고, 이를 바탕으로 시뮬레이션 프로그램을 개발하는 것이다. 항공기의 수학적 모델을 구성하기 위해서는 항공기의 운동을 나타내는 수학적 방정식이 유도되어야 하며, 또한 방정식의 파라미터 값을 계산하여야 한다. 그러나, 항공기의 모델은 기본적으로 6자유도를 가진 비선형 모델이기 때문에 쉽게 예측하기 어렵다. 무인항공기의 모델에 대한 신뢰성이 낮을수록 자동비행장비의 설계에 있어서 강인성과 신뢰성에 대한 요구도를 더 높이 선정해야하고 이는 개발 기간, 비용 등의 증가를 가져온다.

이러한 무인항공기의 모델링을 위한 파라미터들, 즉 항공기의 물리적인 특징과 공력계수들을 찾아내는 방법에는 풍동시험, 미계수 추정(parameter identification), 그리고 경험식과 데이터를 이용한 분석 프로그램(AAA, DATCOM, SMETANA 등)을 사용한 예측 방법 등이 있다. 풍동시험은 일반적으로 대형의 유인항공기 개발에 있어서 축소 모형을 사용하여 비행환경과 동일하도록 풍동장비 안에서 시험하여 미계수를 추출해 내는 방법이다. 이 경우 대형 항공기를 축소 모델로 시험하기 때문에 생기는 스케일효과(scale effect)의 영향이 있으나 소형무인항공기는 축소된 모형이 아닌 실기로

서 대형 풍동내에서 시험할 수 있어 스케일 효과가 적기 때문에 좀 더 정확한 값을 얻을 수 있는 반면에 무인기 개발비용 대비 풍동시험 비용에 대한 부담이 커지는 단점이 있다.

미계수 추정의 경우에는 실제 비행시험을 통해 비행 시험 자료를 저장하여 이를 시스템추정(system identification)의 일환인 미계수 추정의 방법으로 미계수를 얻는 방법이며 NASA를 중심으로 최대공산법(Maximum Likelihood Method) 및 칼만필터(Kalman Filter)[3]를 사용하는 방법들이 많이 연구되어 왔다. 이 방법은 좀 더 실제적인 비행환경에서의 데이터를 사용하므로 실질적인 시험 및 분석이 가능하며 풍동시험과 비교하여 상대적으로 비용부담이 적으나 예측하기 어려운 실제 비행환경을 미계수 추정 분석과정에서 완벽하게 적용하기 어렵고 원하는 모드를 가진하기 위하여 정확한 비행기동이 필요하나 실제로 비행시험에서 그러한 기동을 정확하게 해내기 어렵다는 등의 단점이 있다.

경험식과 데이터를 이용한 해석프로그램을 이용하여 미계수를 추정하는 방식은 시험에 의하여 검증된 다수의 항공기에 대한 자료와 미계수를 데이터베이스로 가지고 대상 항공기와의 유사성을 바탕으로 해석적인 방법으로 미계수를 추정하는 방식이다. 이러한 프로그램은 짧은 기간과 비용으로 미계수를 얻어낼 수 있다는 장점이 있는 반면, 해석프로그램의 성능과 종류에 따라 해석 결과에 편차를 갖게 되고 특정한 항공기와 모드에 대해서는 부정확한 값을 보이며 일반적인 항공기의 형상에서 벗어나는 형상을 가진 항공기의 경우 해석에 어려움을 갖게 된다.

3.3 자동비행시스템 설계 및 시뮬레이션

이러한 방법을 적절히 사용하여 방정식의 파라미터가 결정되면 컴퓨터를 사용하여 자동비행시스템에 대한 시뮬레이션을 수행할 수 있다. 이렇게 개발된 시뮬레이션은 항공기의 비행시험 결과를 이용하여 검증이 가능하다. 비행시험이 수행되고 나면, 시험결과를 분석하여 시뮬레이션 프로그램을 개선한다. 위와 같은 자동항법시스템을 개발하기 위해서는 다음과 같은 절차를 따라야 한다.

항공기 자동조종장비 설계를 위해서는 항공기의 운용(flight envelope)영역을 나타내는 V-H(속도-고도) 선도를 작성하여야 하며, 이 V-H 선도로부터 자동조종장비를 설계할 운용점이 선정된다. 또한 위에서 개발된 항공기 모델링 결과를 이용하여 운용점에 대한 트림 조건을 계산하고, 제어계 설계에 요구되는 선형 모형을 구성한다. 이를 위해서는 자동조종장비의 구조



를 정의하여야 한다. 이 구조정의에서는 항공기의 요구 성능을 만족시킬 수 있는 자동조종장비 구조, 유도 및 항법 알고리즘에 대한 정의가 이루어진다. 이러한 과정을 수행하여 자동조종장비의 구조와 선형모형이 구성되면 1개의 운용점에 대한 제어 설계를 수행하게 된다. 그리고 제어계 설계 결과는 선형/비선형 시뮬레이션을 통하여 성능 분석을 하고, 성능이 요구사항을 만족하지 못하면 재설계를 수행한다. 1개의 운용점에 대한 설계가 완료되면 다른 모든 운용점에 대하여 제어 설계를 수행한다. 각각의 운용점에 대하여 설계된 제어계를 모든 비행 영역에 적용하기 위하여 이득 스케줄링 방법을 개발한다.

개발된 자동비행시스템을 항공기에 탑재하여 비행시험을 하기 위해서는 지상에서 충분한 성능 분석이 이루어져야 하며, 이를 위하여 PILS(Processor-In-the-Loop Simulation)와 HILS(Hardware-In-the-Loop Simulation) 시스템이 개발되어야 한다. 이를 위해 개발하려는 PILS/HILS 시스템에 대한 사양 및 개발 범위 등에 대한 세심한 계획이 이루어져야 하고, 계획이 완료되면 간단한 PILS 시스템부터 그림 5와 같은 최종의 HILS 시스템까지 개발을 진행하며, 개발 도중에 시스템 시험 및 개발 결과 검토 회의를 통하여 개발 방향 및 결과를 검증한다[4].

비행제어컴퓨터의 소프트웨어는 자동비행시스템에서 가장 중요한 부분의 하나이다. 비행제어컴퓨터 소프트웨어는 항공기 비행 동안 정상적으로 동작해야 하며, 센서, 서보, 데이터 링크 등에 이상 상황이 발생하였을 때 이를 지상제어 시스템 운용요원에 보고할 수 있어야 한다. 비행제어컴퓨터 소프트웨어는 탑재 컴퓨터에서는 시험이 쉽지 않으므로, PILS/HILS 과정을 통하여 소프트웨어의 모든 부분이 점검되어야 한다. 그러므로 PILS/HILS 개발 과정과 밀접하게 연관되어 개발된다.

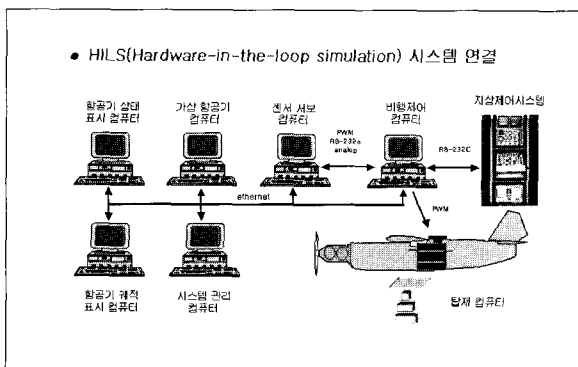


그림 5. 일반적인 HILS 구성.

3.4 탑재장비

항공기 탑재 장비 개발을 위해서는 먼저 무인항공기의 임무에 따라 각 탑재장비의 사양이 정의되어야 하며, 정의된 사양을 만족하는 구성품을 선정하고 구매/개발하여야 한다. 이후 각 탑재장비의 배치 및 장착방법을 정의하고 장착용 기구물을 설계/제작한다. 또한 각 구성품을 연결하는 케이블 및 배선몽치를 설계/제작한다. 그리고 구성품이 입고되면 비행환경과 유사한 환경에서의 시험을 통하여 구성품의 성능을 분석하여야 하며, 시험결과는 비행제어컴퓨터 소프트웨어 개발자에게 제공되어야 한다.

이러한 과정을 통하여 항공기 시뮬레이션(PILS), 자동조종장비, 비행제어컴퓨터, 항공기 탑재장비 등의 개발과 구매를 통해 시스템이 구성되면 HILS를 통하여 여러 가지 상황에 대한 자동비행시스템의 성능분석을 수행하고 이 결과를 바탕으로 각 분야의 개선을 수행한다. 개선이 완료되면 비행시험을 통하여 자동비행시스템의 성능을 분석하고, 이를 바탕으로 설계 결과를 개선하는 과정을 수행하게 된다.

3.5 비행시험

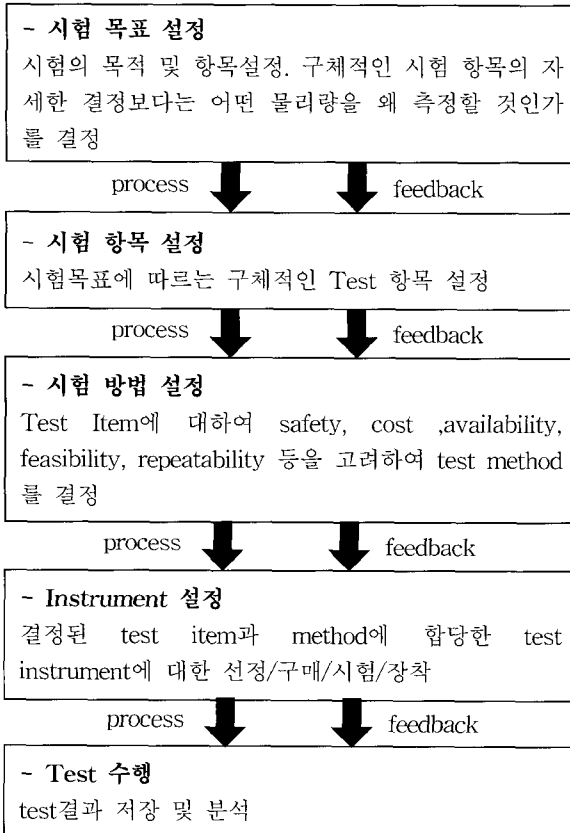


그림 6. 일반적인 비행시험 절차.

대상 무인항공기에 대한 충분한 PILS 및 HILS의 결과로 안정된 자동비행시스템 설계에 대한 신뢰도가 입증되고 각각의 탑재장비에 대한 시험을 완료한 후에는 실제 대상 무인항공기에 모든 탑재장비를 장착한 상태에서 비행시험을 실시한다. 크게 비행시험은 지상시험과 비행시험으로 다시 나뉘며 일반적인 절차는 그림 6과 같다.

PILS/HILS에서 수행한 결과에 반하여 나타나는 비행시험 결과에 대해서는 그 원인을 분석하여 개발 과정에서 예측하지 못했던 내용에 대하여 반영한다. 비행시험 결과를 바탕으로 한 PILS/HILS에 대한 수정은 차후 시스템의 변경 및 개선에 있어 매우 중요하다. 이러한 과정을 통해 예정된 비행시험을 성공리에 수행한 무인항공기 및 무인자동조종장비는 그 성능을 정량적으로 측정하여 전체의 개발과정과 함께 문서로 기록한다.

4. 항공우주연구원 개발 사례

항공우주연구원에서는 장기체공형 무인항공기와 각종 무인기에 적용 가능한 소형/저가형 무인기 자동항법시스템을 개발 중에 있다. 장기체공형 무인 항공기는 24시간 이상 체공하며 임무를 수행할 수 있는 무인항공기이며, 소형/저가형 무인 자동항법시스템은 저가의 항법장비를 이용하여 소형/중형 무인항공기의 안정화 및 자동항법 기능을 PILS와 HILS를 통하여 검증하고 적용할 수 있는 시스템이다.

4.1 장기체공형 무인항공기의 자동조종장비

4.1.1 개요

장기체공형 무인항공기는 항공전자 탑재장비 및 센서를 소형/경량화하고 무인항공기용 엔진을 개량하여 한번의 연료 공급만으로도 24시간 이상 체공하며 대기 탐사, 통신중계 등에 활용할 수 있는 소형의 무인항공기이며 제원은 표 2와 같다. 장기체공성능을 만족하기 위한 필요조건 중 하나는 자동조종장비의 소형/경량화를 들 수 있으며, 자동항법장비의 설계 또한 24시간 이상 체공시간 동안 원하는 임무를 수행할 수 있도록 이루어져야 한다.

표 2에서 보는 바와 같이 항공전자에 할당된 중량은 4.5 kg이다. 이 범위 내에서 센서, 액츄에이터 및 자동조종장비와 그 전원까지 갖추어야 한다. 이러한 이유 때문에 소형 자동조종장비를 장착하는 것이 필수적이며 가능하면 저가의 장비를 이용하여야만 fly-away-cost를 줄일 수 있다. 장기체공형 무인기의 형상과 구조가 1차적으로 확정된 후에 비행성 검토와 자동비행

가능성을 시험하기 위하여 초저가형의 자동비행장비인 MP1000을 장착하여 예비적인 시험을 수행하였고 자체 개발한 자동조종장비를 탑재한 비행시험을 곧 실시할 것이다.

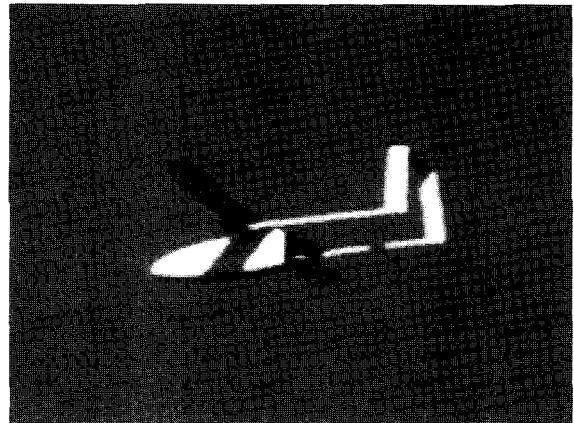


그림 7. 소형 장기체공형 무인항공기[5].

표 2. 장기체공형 무인항공기 제원[5].

항 목	단 위	제 원
크기	날개길이	m 3.20
	길이	m 1.80
	높이	m 0.60
	프롤 직경	m 0.51
동력	엔진종류	20cc 4행정
	엔진마력	hp 1.50
면적	날개	m ² 0.68
	수평꼬리	m ² 0.08
	수직꼬리	m ² 0.08
날개골	날개	SD 7032
	꼬리날개	NACA 0009
주요인자	AR	15.00
	W/S	g/dm ² 219.73
	W/HP	kg/hp 10.00
중량	비행체	kg 4.00
	동력장치	kg 1.50
	항공전자	kg 4.50
	연료+오일	kg 5.00
	합계	kg 15.00

4.1.2 비행시험

자동비행장비를 적용하기에 앞서서 실제 항공기의 기동과 해석프로그램을 이용하여 구한 대상 항공기의 수학적 모델링을 확인하고 설계/제작 된 장기체공 무인항공기의 비행성능을 확인하는 것이 전체 무인항공기 개발절차에 있어서도 중요한 단계 중의 하나이다. 모든 비행시험은 지상에서 수동조작을 통하여 이루어졌으며 무인항공기의 비행시험 데이터는 그림 8과 같이 무선으로 지상에서 전송 받아 저장하였다. 이렇게 저장된 데이터 중에서 무인항공기의 입력값으로 작용한 조종면들의 값을 수학적인 모델링에 입력하여 시뮬레이션 결과를 얻어 이를 실제 비행시험 데이터와 비

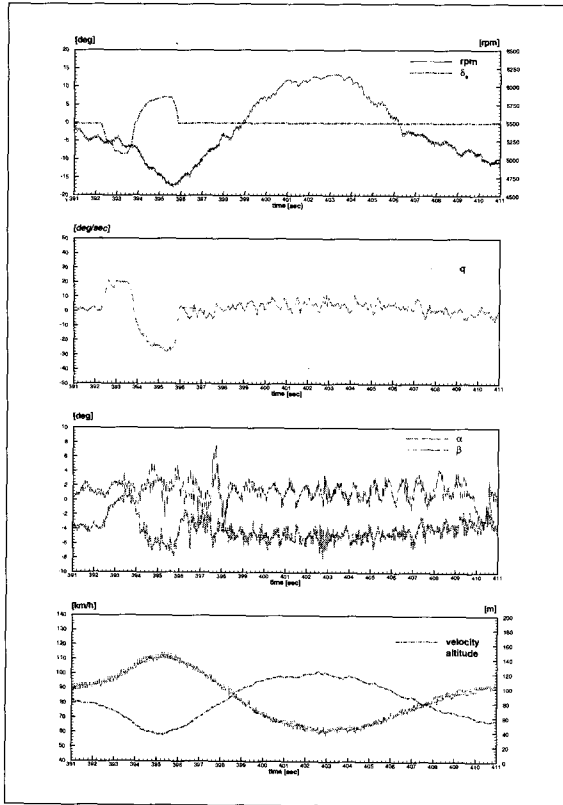


그림 8. 비행시험 계측의 예[6].

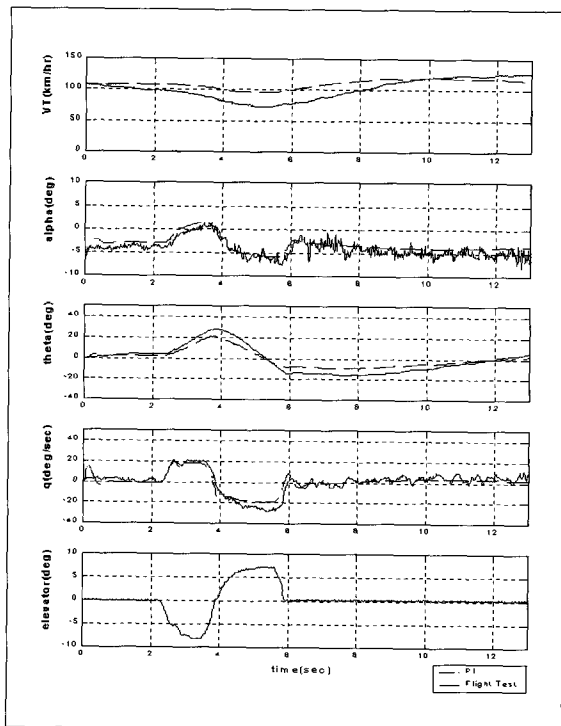


그림 9. 미계수 추정에 의한 시뮬레이션 결과[6].

교하는 과정을 거치면 수학적 모델링을 정성적으로 확인할 수 있다.

이러한 비행시험 데이터에 대한 계측이 안정적으로 수행되고 모델링에 대한 정성적인 확인을 마친 뒤에, 미계수 추정방법을 위한 추가적인 비행시험을 실시하였다. 이 비행시험을 통하여 해석프로그램에 기반하여 모델링 하였던 항공기의 모델에 대하여 신뢰도를 향상시킬 수 있다. 그림 9에서는 MMLE(Maximum Likelihood Estimation) 방법을 이용하여 미계수 모델을 이용한 시뮬레이션 결과와 실제 비행시험 데이터와 비교하였다[6].

4.1.3 MP1000 적용 사례

Micro Pilot사의 MP1000 시스템을 장기채공형 무인기에 적용하여 비행시험을 수행하였다. MP1000은 비행안정화장치와 항법장치가 분리되어 있으며 비행시험에서는 비행안정화장치만을 시험하였다. MP1000의 경우에는 실제 비행체의 모델링이나 제어기의 모델링과는 관계없이 업체에서 제공하는 각 모드별 계인을 비행 상태관찰을 통해 시행착오를 거쳐 세팅하도록 설계되어 있다[7]. 제어기의 구조를 여러 차례 문의하였으나 그러한 정보는 얻을 수 없었다. 따라서 비행안정화장치의 성능에는 제한이 있을 수밖에 없었으며 비행시험 결과 또한 기대하는 수준에는 미치지 못하였다.

MP1000의 구성은 센서와 작동기의 모델링을 적절히 제어기에 반영할 수 없기 때문에 센서 및 구동기에서 오는 지연 및 비선형성 등이 전체의 성능에 큰 영향을 미친다. 또한 MP1000의 경우에는 일정한 스케일의 취미용 모형 항공기에 범용으로 적용하도록 제작된 장비이기 때문에 PILS나 HILS 없이 다른 종류의 비행체에 적용하는 것에는 많은 어려움이 있을 것으로 생각된다. 또한 매우 저가의 센서들을 사용하였기 때문에 센서의 성능저하로 인한 전체 시스템의 안정화에 문제가 있는 것으로 판단되었다.

MP1000을 통한 제어 입력신호가 제어면들에 입력으로 작용하는 시상수가 MP1000을 통하지 않고 수동으로 작동할 경우 50Hz인데 비하여 MP1000을 사용하는 경우 20Hz로 작동하여 느린 응답 특성을 보인다. 이로 인하여 이/착륙 시와 같이 추풍 등으로 인한 외란이 작용하는 경우 자동조종장비를 통하지 않는 경우보다 불안정한 착륙 특성을 나타낸다. 따라서, 자동비행장비의 설계 시에 전체 시스템의 응답특성 및 시상수에 대하여 항공기의 특성을 고려한 설계가 요구된다. 이러한 시험 경험을 바탕으로 항공우주연구원에서 개발중인 소형 무인자동항법시스템에 필요한 기능들과 예상 시행착오를 줄일 수 있었다.

4.2 소형 무인 자동항법시스템

4.2.1 개요

항공우주연구원에서 개발중인 소형 무인 자동비행시스템은 지상제어시스템의 운용명령에 따라 무인비행체를 조종하는 시스템으로, 항법, 유도, 조종 및 지상제어시스템과의 데이터 송수신 임무를 수행한다. 자동비행시스템은 그림 10과 같이 크게 탑재장비 및 지상장비로 분류할 수 있으며, 탑재장비는 비행제어컴퓨터, 센서, 서보모터, RF 모듈, 무선조종 수신기, 안테나 등으로 구성되며, 지상장비는 지상제어컴퓨터, RF 모듈, 조종기로 구성된다. 무인기에 장착된 비행제어컴퓨터는 센서 정보와 지상제어 시스템의 정보를 입력받아 항공기의 조종면을 제어하는 서보모터 신호를 출력한다[8].

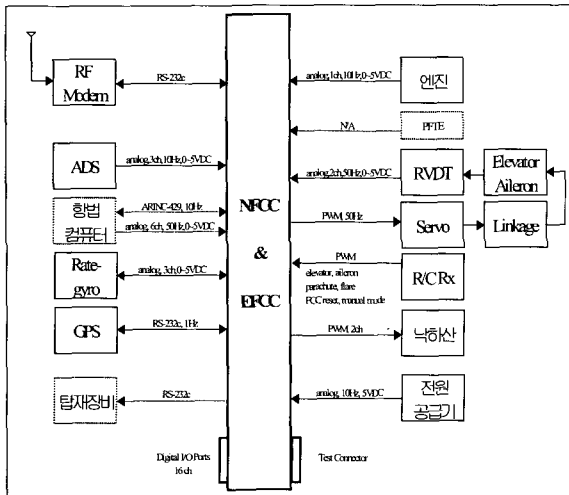


그림 10. 자동비행시스템의 하드웨어 구성도.

4.2.2 현황

항공우주연구원의 소형 무인자동항법장비는 현재 하드웨어와 소프트웨어 개발을 모두 마쳤으며 지상시험(그림 11)을 완료하고 비행시험을 준비하고 있다. 지상

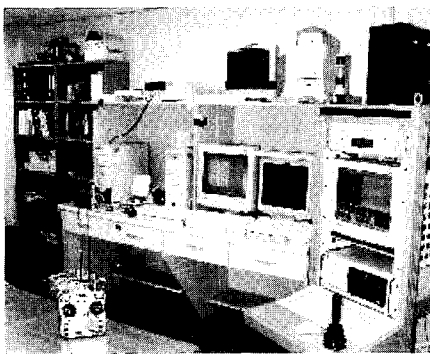


그림 11. HILS 시뮬레이션 장면.

시험에서 대부분의 하드웨어는 만족할만한 시험 결과를 보였으며 앞에서 언급한 장기체공형 무인항공기에 탑재하여 비행체의 안정화된 자동비행과 점항법 성능 등을 시험할 예정이다. 소형 무인자동항법장비는 같은 급의 무인 항공기에 적용 및 이식을 용이하게 하기 위하여 소형/경량으로 설계되었다.

5. 결 론

전자 탑재장비의 소형화와 저가형 부품의 보편화의 결과로 국내에서도 무인항공기와 그 자동조종장비에 대한 관심이 높아감에 따라, 소형 무인항공기용 저가형 자동조종장비의 개괄적인 조사와 개발 절차, 그리고 국내 사례로서 한국항공우주연구원에서 개발 중인 자동비행장비의 사례를 소개하였다.

해외에서 수천 불 수준으로 판매되고 있는 저가형 센서와 마이크로프로세서 및 소형 GPS 수신기를 결합한 소형 경량의 실험적 자동조종장치에 연구비 예산이 풍족하지 않은 국내의 대학이나 연구소, 중소기업체 등에서도 충분히 연구 개발할 수 있는 가능성을 시사해 주었다. 소개된 무인항공기용 자동조종장치의 개발 절차는 비행체의 자동조종 시스템 개발에 관심이 있는 분들에게 지침이 될 수 있을 것이다.

항공우주연구원의 개발 사례는 비행시험을 목전에 둔 시점이기 때문에 충분한 결과를 제시할 수 있는 여건은 못되었지만 관심있는 학계와 업계의 동 분야 연구에 자극제가 되고 상호 협력해서 연구할 수 있는 공동주제를 제시했다는 점에서 의미가 있을 것이다.

참고문헌

- [1] McGeer, T., "Historic Crossing : An Unmanned Aircraft's Atlantic Flight.," GPS World 10(2), pp. 24-30, Feb. 1999
- [2] 윤석준, "무인항공기 비행제어시스템," 제어·자동화·시스템공학회지, 제5권 제6호, 1999.
- [3] P. G. Hamel, "AGARD Lecture Series No. 104 : Parameter Identification-Aircraft Parameter Identification Methods and Their Applications-Survey and Future Aspects," AGARD-LS-104, Nov. 1979.
- [4] 유혁 외, "무인항공기 자동비행시스템 개념설계," 한국항공우주연구원 기술자료 KARI-UA-TM-2000-015, 2000.
- [5] 구삼욱 외, "15kg급 소형 장기체공 무인항공기 개발," 한국항공우주학회 2000년도 춘계학술발표회



논문집, pp. 69-72, 2000. 4.

- [6] 오재석 외, "소형 장기체공 무인항공기의 미계수 추정," 한국항공우주학회 2000년도 추계 학술발표회 논문집, pp. 44-47, 2000. 11.

오재석

1995년 한국과학기술원 항공우주공학과 졸업. 동대학원 석사(1997), 현재 한국항공우주연구원 연구원. 관심분야는 비행시험 및 비행제어.

유혁

1989년 인하대학교 항공우주공학과 졸업. 한국과학기술원 항공우주공학과 석사(1991) 및 박사(2000). 2000년~현재 한국항공우주연구원 연구원, 관심분야는 비행제어 및 시뮬레이션, 미분게임.

[7] S. Sarns, *MPI1000 manual*, Micro Pilot, 2000.

- [8] 임철호 외, *무인비행체 자동비행 및 지상제어시스템 개발-1차년도 보고서*, 한국항공우주연구원, 2000

구삼욱

1981년 한국항공대 항공기계공학과 졸업. 한국과학기술원 항공우주공학과 석사(1981) 및 박사(1995). 1989년~현재 한국항공우주연구원 연구원. 관심분야는 항공기 설계, 무인기 비행시험.