

소형 무인기의 기상관측 활용성 연구

Study on the Applicability of a Mini UAV for Atmospheric Observation

구삼옥*, 김중욱, 장성호

1. 서 론

90년대 후반에 이르러 전자/정보/통신 분야의 비약적인 발전은 항공전자 탑재장비 및 센서의 소형, 경량, 저가화를 가져왔고, 공중에서의 정찰, 관측이나 대기탐사 등에 활용할 수 있는 소형의 무인항공기의 구현이 가능해짐에 따라 종래에는 군사적 목적의 고가의 비교적 대형 무인기에서나 가능했던 일이 소형 경량 저가의 무인기로도 구현할 수 있게 되었다. 그 대표적인 예는 1998년 8월에 대서양을 횡단하는데 성공한 바 있는 소형 무인기인 Aerosonde[1]로서, 모형항공기와 유사한 작은 크기에 저가의 상용 전자부품과 컴퓨터를 활용한 자동비행 장치를 탑재하고도 24시간이 넘는 장시간의 자동비행 능력을 보여줌으로써 경제적인 대양 상공의 기상관측 수단의 가능성을 입증하였다.

한국항공우주연구원에서는 1999년 하반기부터 민수용 무인기 연구의 첫 과제로 Aerosonde와 유사한 급의 소형 무인항공기를 개발에 착수하였다[2]. 지난 5년간의 개발을 통하여 기상관측 시험이 가능한 15 kg급 소형 무인기(일명 '두루미')를 개발하고 기상관측 활용성을 보기 위한 시험운용 비행을 수행하였다.

2. 비행체

무인기를 이용한 기상관측의 장점은 지상의 고정 관측소에서 수행하는 라디오존데나 기상관측 레이더로는 할 수 없는 임의의 지역을 임의의 시간에 관측하는 것이 가능하다는 점인데, 특히 지상의 관측 장비로는 관측할 수 없는 먼 대양 상공으로 무인기를 내보내어 대기 상태를 관측할 수 있다는 점이 가장 큰 장점이다. 이를 위한 체계 요구도 항목의 우선사항은 비행체의 체공시간과 항속거리이다. 표 1은 본 기상관측 무인기의 비행체 요구도이다.

표 1. 비행체 상위 요구도

항 목	요구도	비 고
체공시간	24시간 이상	장시간 체공형
총중량	15 kg 이하	최대이륙중량
자체중량	8 kg 이하	연료 및 유상하중 제외
유상하중	2 kg 이상	기상 및 영상자료 획득
조종방식	수동 이착륙 자동 임무비행	착륙장치 착탈식
용도	저비용 공중 관측/탐사	안정적인 비행성능 요구

소형 경량급으로 장시간을 비행하기 위해서는 고연비의 소형 엔진과 비행체의 탑재장비에서 필요한 전원공급이 필요하다. 이를 위해서 모형항공기용 4사이클 26 cc 글로우 엔진을 개조하여 가솔린 엔진으로

개발하고, 직류전동기를 활용한 발전기와 전원공급안정화 장치를 개발하였다[3]. 그림 1은 개발된 비행체의 삼면도이다.

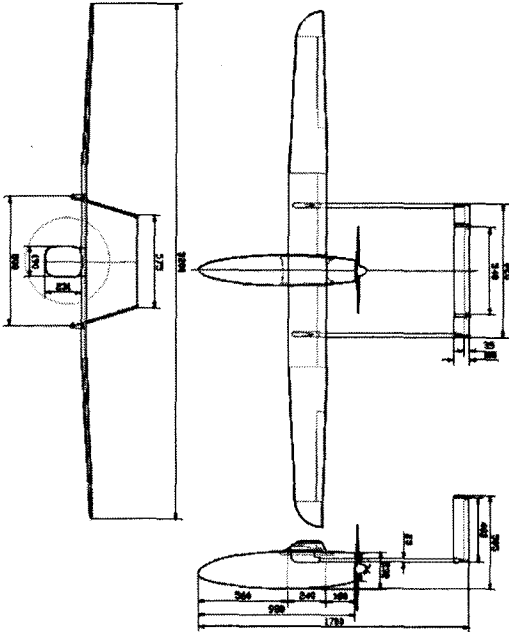


그림 1. 기상관측용 무인기의 삼면도

3. 자동비행장치

비행체에 탑재되는 자동비행장치는 비행 제어 컴퓨터를 중심으로 비행체의 자세를 감지하는 관성측정장치와 고도/속도를 감지하는 대기자료 장치, 엔진의 회전수를 감지하는 RPM 센서, 위치를 파악하는 GPS 수신기, 비행체의 조종면을 구동하는 서보 작동기 및 전원부로 구성되어 있고, 지상의 통제장비와 통신장비를 통해 무선으로 연결되며, 그림 2에 기능별 블록도[4]를 보여주고 있다.

비행제어 컴퓨터(FCC)는 PC/104 규격을 사용하며, 총 4장의 보드로 구성되어 있다. 이 중 CPU 보드와 GPS 보드는 상용품을 구매하여 사용하였고, Power 보드와 PWM

보드는 별도로 개발하였다. 그림 3에 제작된 FCC를 보여주고 있다.

FCC의 크기는 135(W)x145(D)x97(H)이고, 케이스 무게가 약 640g 전체무게가 1,200g 정도이다.

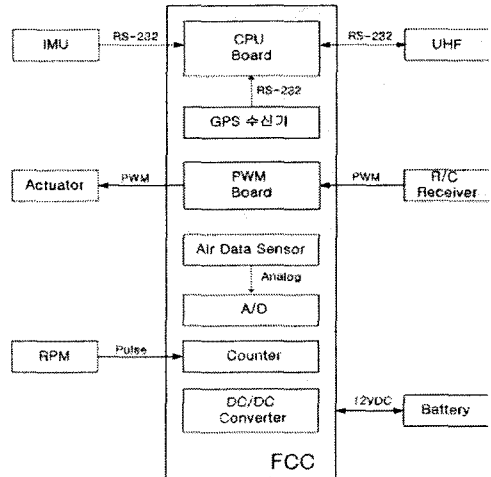


그림 46. 자동비행장치의 기능별 블록도[4]

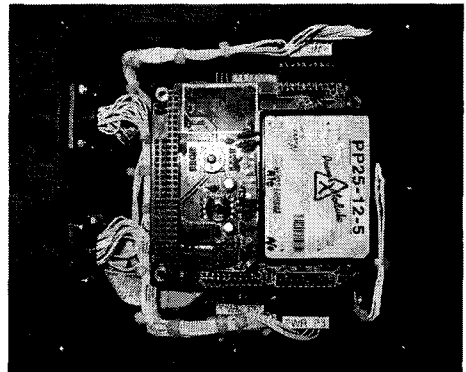


그림 47. 비행제어 컴퓨터

관성측정장치(IMU)는 마이크로 인피니티사의 MI-A3370M을 사용하였다. 이 장치는 3축에 대한 자세각과 각속도 및 가속도 자료뿐만 아니라 GPS에 의한 위치정보도 제공하기 때문에 별도의 GPS 수신기를 추가하여 위치정보 파악의 이중화를 하였다. 대기자료(고도, 속도) 센서는 모토롤라사의 MPXA 4100A, MPXV5004G를 사용하고

대기자료 시험장비 및 풍동시험을 통하여 보정하였다.

자동비행을 위한 프로그램은 시작되면 초기화를 실행하고, 매 20 ms마다 상향 링크 명령값을 읽고, 센서 데이터를 읽어서 운용 로직을 수행하고 서보모터로 명령값을 보내고, 지상 장비로 보낼 하향 링크 프레임의 작성을 하도록 되어있다.

4. 통신장비

본 무인기의 주 통신장비는 실험무선국용으로 할당받은 456.2 MHz의 극초단파(UHF) 주파수를 사용하는 무선 모뎀으로서 Teledesign사의 TS4000A02A42SB 모델로서, 주요 성능은 표 2와 같다.

표 2. 통신장비의 주요 성능

구분	성능
주파수 대역	450-470 MHz
출력	2W
통신속도	19200 bps
운용온도	-30~60°C
입력전원	9~28V DC
소모전력(수신)	1.5 W
소모전력(송신)	7~25W
무게	340 g

5. 지상관제장비

지상관제 장비는 비행통제 컴퓨터와 두 대의 모니터, 데이터 송수신 모뎀, 영상수신 모뎀 및 영상모니터, RS-422 보드, 그리고 외부조종기로 구성되어 있다. 비행통제 컴퓨터에 달린 두 대의 모니터는 비행 제어 명령과 경고 리스트, 비행 및 통신상태, 센서 상태 등을 도시하는 부분(그림 5)과 전자지도와 비행궤적을 도시하는 부분(그림 6)으로 구성되어 있다. 외부조종기로는 수동 및 반자동 조종을 수행한다.

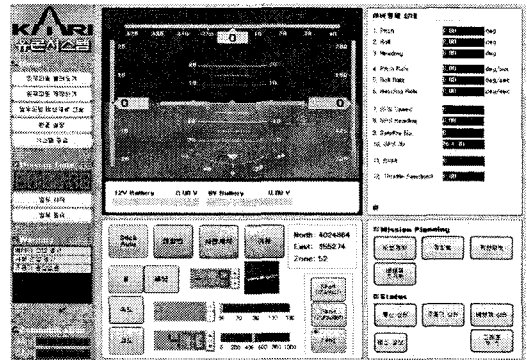


그림 48. 비행조종 기본화면

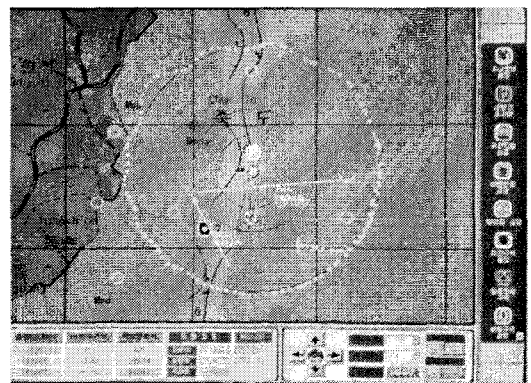


그림 49. 비행궤적 도시 화면

6. 기상센서

무인기에 탑재된 기상센서는 소형무인기에 탑재 가능하도록 한국항공우주연구원과 진양공업(주)이 공동으로 설계/제작 하였으며, 온도, 상대습도 및 기압을 측정하여 비행제어 컴퓨터에 직렬통신으로 전송하도록 되어 있다. 그림 7은 기상센서 인터페이스 구성도이다.

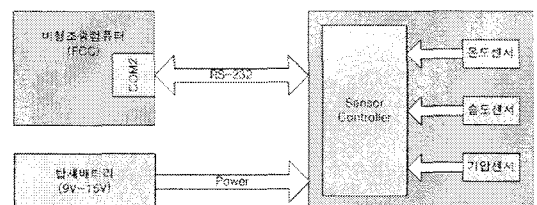


그림 6. 기상센서 인터페이스

기상센서 입력전압은 7VDC ~ 15VDC이며 약 50mW 미만의 전력을 소모한다. 측정요소별 특성으로는 온도측정 범위는 -90℃ ~ +60℃이며, 정확도는 ±0.5℃이다. 습도센서 측정범위는 0%~100%이며, 측정 범위는 -40℃~+60℃, 정확도는 ±2%(10 ~ 90%) ±3%(<10%, >90%)이다. 기압센서의 측정범위는 300hPa~1100hPa이며, 측정 범위는 -40℃~+60℃, 정확도는 0.5hPa(-10℃ ~ +50℃)이다. 컴퓨터로 전송되는 데이터 크기는 8 bits, 전송속도 4800 bps 그리고 update 주기는 1 Hz이다.

그림 8, 9는 개발된 기상센서 및 탑재형상을 보여주고 있다.

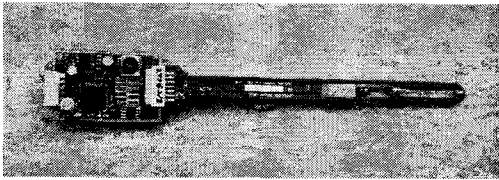


그림 51. 개발된 기상센서

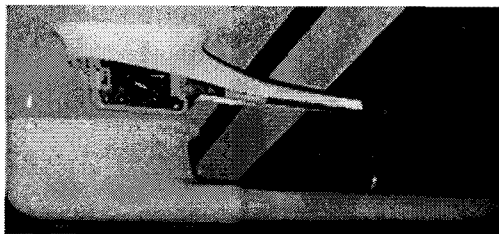


그림 52. 날개 아래에 장착된 기상센서 (아래 덮개를 벗긴 상태임)

일반적으로 라디오존데에서 사용하는 기상센서의 경우 일회성 센서이나, 이번에 개발한 센서는 기존의 일회성을 지양하고 무인기용으로 최소 1년 동안의 신뢰도를 유지하기 위하여 습도센서는 크리스탈로 제작 하였으며, 소형무인항공기에 탑재가 가능하도록 얇고, 소형으로 개발 하였다. 그

리고 습도센서에 물방울이 맺히는 경우 습도센서의 오차를 유발하기 때문에 그림 9와 같이 습도센서 부위까지 덮개를 제작하여 부착하였다. 또한 운용 면에 있어서 측정 실패를 줄이기 위해 기상센서를 날개 양쪽에 탑재하여 이중화하였다.

7. 비행 시험

본 소형 무인기는 비행체의 비행성 확인을 위한 수동 비행시험에서부터 자동비행장치를 탑재한 후 단계적인 자동비행 시험을 수행하여 왔다. 비행체, 자동비행장치, 기상센서, 지상관제장비가 상호 연계된 지상통합시험은 표 3과 같은 절차에 따라 엔진을 작동하고 자체 발전기를 통한 기체전원을 사용하면서 이상여부를 각 호기마다 점검하여 정상적으로 작동함을 확인하였다.

표 3. 지상시험 임무형상

누적 시간	드로틀	RPM (지상기준)	임무
00:05	0-100	3000 -6000	비행전 점검
00:07	100	5800	이륙
00:10	80	5500	상승
00:55	50	4700	관측 선회비행 (R=0.5/1.0/1.5km)
01:05	80	5500	고도상승
01:50	50	4700	관측 선회비행 (R=0.5/1.0/1.5km)
02:00	80	5500	고도상승
02:45	50	4700	관측 선회비행 (R=0.5/1.0/1.5km)
02:55	80	5500	고도상승
03:40	50	4700	관측 선회비행 (R=0.5/1.0/1.5km)
03:55	45	4500	하강
04:00	0	3500	착륙

비행시험에 사용된 비행체는 총 4 대로서, 이 중 1호기는 누적비행시간 약 50시간을 기록하였고, 2호기는 약 10시간의 비행기록을 가지고 있는데, 지난 7월의 추락

으로 손실되었다. 3호기 및 4호기는 기상관측 시험을 위하여 새로 제작한 후 각각 12시간 및 3시간의 무사고 비행기록을 하고 있다.

2004년 7월 1일에 자체 개발한 기상센서한 개를 무인기에 탑재한 후 처음으로 기상관측을 시도하였다. 고도 1,000 미터까지 비행을 하였으나 비교할 관측자료(라디오존데)가 없어 관측비행에 대한 시운전이 순조로움을 확인하는 것에 그쳤다(그림 9).

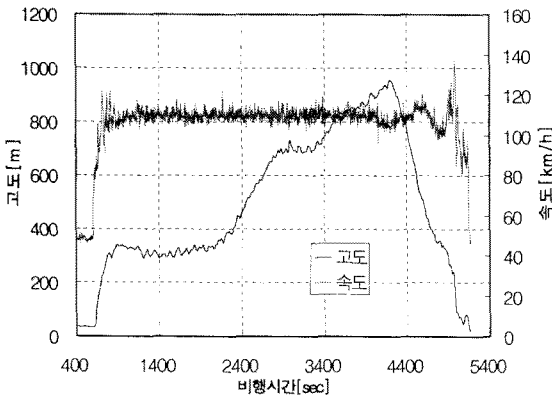


그림 53. 7월 1일 비행 이력(속도-고도)

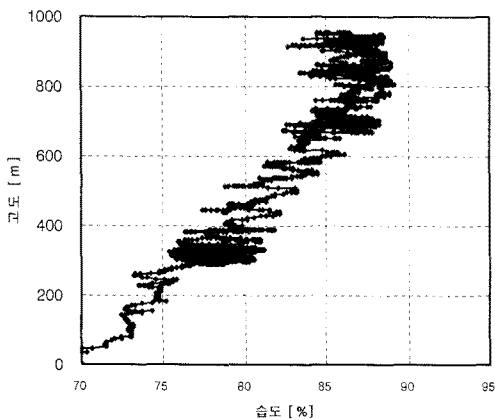


그림 54. 고도별 습도 분포

그러나 같은 시간대에 같은 고도에서도 반경 500미터의 원형 궤적을 그리는 동안 위치에 따라 습도의 분포가 다른 점이 관

측되었는데(그림 10), 이런 종류의 관찰은 기상관측용 무인기가 아니면 얻기 힘든 데이터로 생각된다.

다음 날인 7월 2일에는 기상연구소의 협조로 라디오존데와 무인기의 동시관측이 수행되었다. 비행당시 활주로 상의 기온은 섭씨 16도, 습도는 약 80%였고, 비가 내리기 직전이었다. 무인기가 이륙한 후 기상센서 데이터는 통신 하향링크를 통해 순조롭게 내려왔는데, 구름 속을 통과하는 경우 습도 정보는 약 90%를 보여주다가 구름 속에서 비행 중 비가 내리는 상황을 맞았고, 그 후부터 습도센서의 값이 비정상적으로 되는 경험을 하였다(그림 11).

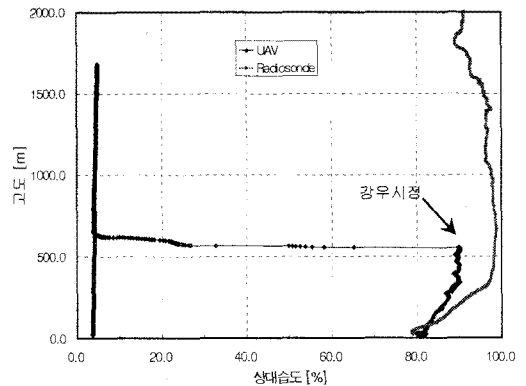


그림 55. 비행고도별 습도 관측 자료

작록 후 센서를 점검하던 중 습도센서 홀에 물방울이 차 있음을 알았다. 이후 비행에서는 이를 방지하기 위하여 한쪽에는 기상센서에 덮개를 씌우고, 다른 한쪽은 개방된 상태에서 기상측정 시험비행을 수행하여 센서 값에 큰 차이가 없음을 확인하였고, 추후 계속되는 시험에서는 덮개를 사용하기로 하였다. 그림 12는 고도별 온도 관측 자료이다.

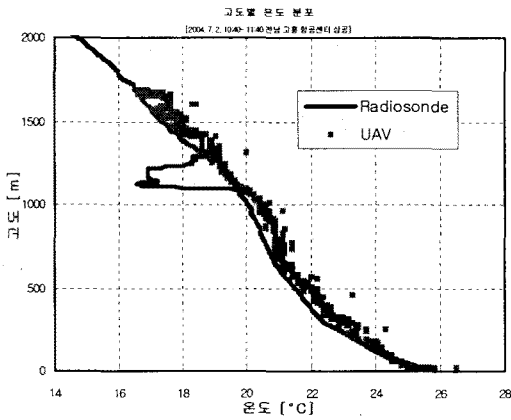


그림 56. 비행고도별 온도 관측 자료

2004년 11월 4일부터 11월8일 사이에 전남 고흥의 비행연구센터 상공에서 매일 평균 약 3 시간씩의 기상관측 비행시험을 수행하였는데, 7월에서와 같은 이상 현상은 발견되지 않았으며, 개발된 소형 무인기의 기상관측 활용성을 확인할 수 있었다.

8. 결론

15 kg급의 소형 장기체공형 무인기 두루미를 기상관측용 무인기로 활용하기 위한 시스템 개발과 관측 시험비행을 성공적으로 수행하였다. 건교부와 공군 당국으로부터 허용된 공역과 비행시간이 제한된 가운데 수행된 비행시험이었지만 원하는 임의의 장소에 기상 센서를 투입하여 관측을 할 수 있다는 무인기 활용의 장점과 가능성을 확인할 수 있었다. 관측 결과 반경 1 km의 좁은 지역에서도 동일한 고도에서 위치에 따라 습도가 매우 차이가 날 수 있다는 것을 확인하였고, 이러한 점은 라디오존데 장비로는 획득 불가능한 무인기만의 장점을 보여주었다.

이런 소형 무인기의 기상관측 활용성을 더욱 높이기 위해서는 충분한 시험운용을 계속함으로써 비행시간을 누적기록하고 각 세부계통과 장비/장치들의 신뢰성 통계를

확보하며, 개선점을 지속적으로 보완함으로써 시스템의 신뢰성을 입증하는 시험연구를 계속해 나가야 할 것으로 생각한다.

참고문헌

[1] McGeer, T. and Vagners, J., "Historic crossing: an unmanned aircraft's Atlantic flight." GPS World 10(2), pp.24-30, February 1999.
 [2] 염찬홍 외, 장기체공형 무인기 핵심기술 연구, 한국항공우주연구소 연구보고서, 2000. 12.
 [3] 구삼욱 외, "모형엔진을 활용한 소형무인기용 4행정 가솔린 엔진 개발," 한국항공우주연구원 연구보고서 UCN01290, 한국항공우주연구원, 2002.9.
 [4] 김종욱 외, "소형 무인항공기용 비행조종장치 개발," 한국항공우주학회 2003년 추계학술발표회, 2003. 11.