

## 지형정보획득용 저가 소형 자동항법 UAS개발 및 평가

한승희\*

Han, Seung Hee\*

### Development and Estimation of Low Price-Small-Autopilot UAS for Geo-spatial Information Aquisition

#### ABSTRACT

Recent technological advances in wireless networks and microelectromechanical systems (MEMS) have led to the development of different types of mini-UAVs and their utilizations in various ways. This study endeavors to develop a low-cost mini-UAV with autonomous flight capability, in order to obtain geospatial information of a small or medium-sized area, and also assess its flight stability by comparing the predetermined flight paths against the actual flight paths. Based on a post-development flight test, stable flight has been proven achievable as follows: the maximum endurance speed is 1 hour, the flying distance is 50km, the horizontal accuracy of flight paths is about  $\pm 6 \sim 8$ m, and the altitude accuracy is about  $\pm 8$ m. Therefore, it is deemed that high-resolution images which can be utilized for geospatial information are obtainable. This indicates that a UAV flying at an altitude of 200m can acquire images across a  $2\text{km} \times 3\text{km}$  area on the ground within 25 minutes, which validates its high usability for obtaining high-resolution images at low altitudes in the future.

**Key words :** Autonomous flight, UAS, UAV, Geospatial information, Autopilot

#### 초 록

무선통신(wireless networks)과 마이크로메카트로닉스 시스템(MEMS; microelectromechanical system)의 발달로 다양한 소형 자동항법 UAV가 개발되어 다양한 목적으로 활용되고 있다. 본 연구에서는 중소규모지역에 대한 지형정보획득을 목적으로 저가의 소형 자율항법 UAV를 개발하고 사전계획된 비행 루트와 실제 비행한 경로를 비교함으로써 비행의 안정성을 평가하였다. 개발 후 비행테스트 결과, 최대항속시간은 1시간, 비행거리는 50km, 비행항로의 수평정확도는 약  $\pm 6 \sim 8$ m, 고도정확도는 약  $\pm 8$ m로 안정된 비행이 가능하였으므로 지형정보에 활용할 수 있는 고해상도영상의 획득이 가능한 것으로 판단되었다. 이는 200m의 고도로 비행할 경우  $2\text{km} \times 3\text{km}$ 의 지상촬영범위를 약 25분 내에 촬영이 가능하다는 의미로 향후 저고도 고해상도영상의 획득목적으로 활용이 기대된다.

**검색어 :** 자율비행, 무인비행시스템, 무인비행기, 지형정보, 자동조종항법장치

## 1. 서론

1990년대부터 고집적, 고출력배터리, 광범위하며 저전력인 무선네트워크 장비, 비행체의 저렴화, 강력한 마이크로 프로세서와 모터의 눈부신 발전으로 5kg미만, 비행고도 300m미만의 UAV에 대한 관심이 고조되어 왔다(Chao et al., 2010c). UAV는 UAS (Unmanned aircraft system)라고도 불리지만(Pappalardo, 2003) 본 연구에서는 UAS라 함은 무인비행기(UAV) 및 지상관제센터를 포함한 전체 시스템을 의미한다. 이후의 연구는 자동항법, 영상페이로드, 센서인티그레이션, 필터개발, 동력, 시스템평가 등에 대한 주제로 활발히

\* 정회원 · 교신저자 · 공주대학교 건설환경공학부 교수 (Corresponding Author · Kongju National University · shhan@kongju.ac.kr)

Received April 11, 2014/ revised April 27, 2014/ accepted May 21, 2014

진행되어 왔다. Utah대학의 UWRL은 CSOIS (center for self-organizing intelligent systems)와 함께 2009년도 AggieAir를 개발하여 꾸준한 개선을 해왔으며 현재 응용분야에 널리 사용되고 있다(Calvin and Han 2009). 이 연구에서 Calvin은 UAV를 개발하면서 multi-spectral 영상획득을 위한 페이로드 콘트롤러를 개발하였으며 시뮬레이션을 통해 결함을 진단하였다(Calvin et al, 2012).

UAV의 센서조합을 위한 필터연구는 고전적인 Kalman필터와 확장형 Kalman필터에 대해 진행되어 오다 최근에는 Euston et al. (2008), Chao et al. (2010a), Gerasimos et al. (2012)에 의해 complementary필터와 개량 확장형 Kalman필터에 대한 연구가 진행되고 있다. Chingiz and Halil (2013)은 Robust adaptive Kalman필터를 소개하였으며 Calvin et al. (2013)은 Fractional-Order Complementary필터에 대한 연구에서 저가의 저품질 센서에서의 적합성을 규명하여 소형UAV에서 확장형 Kalman필터가 꼭 좋은 것만은 아니라는 Jun et al. (1999)의 연구를 뒷받침 하였다. 과거에는 UAV가 임무를 수행하기에 필요한 동력을 내연기관으로 충당하였으나 충전지 기술의 발달로 소음과 진동을 해결하였다 (Kim, 2006). 충전기술은 충전용량도 중요하지만 시스템의 전력제어기술로 절전형시스템을 만드는 것이 중요하다. Chen and Ricon (2006)는 LiMH과 Li-ion 배터리를 위한 전력관리모형을 개발하였으며 Michal et al. (2014)은 브러쉬가 없는 모터구동형태 콘트롤러를 개발하였다.

UAS개발에 대한 연구는 Chao (2010)의 UAV의 무선 제어 시스템 및 자동 조종 제어시스템에 대한 프레임 특성을 분석을 비롯하여 Masahiko (2008)등의 CCD, IMU, GPS, 소형 Laser등의 센서를 조합한 자동비행시스템설계 및 활용 등이 있다. 또한 Calvin (2009)은 소규모 UAV의 GPS센서 패키지, 무인항공기, 시스템, 하드웨어, 임베디드 소프트웨어에 대한 설계를 제시하였으며 Zeynep et al. (2009)은 고정익 소형UAV의 비행조종알고리즘과 PC-104기반의 IMU, GPS, 기압센서를 조합하는 테스트베드를 만들었다.

지형정보획득분야에서는 인공위성, 유인항공 탑재체가 수치지도 제작 및 지형정보획득을 위해 사용되어 왔다. 인공위성은 넓은 면적에 대한 정보획득은 가능하나 공간해상도가 낮고 유인항공기는 획득비용이 비싸다. 반면에 UAV는 사용자가 원하는 시간에 정확한 고해상도의 정보를 획득 할 수 있으며 저고도이므로 구름의 영향을 최소로 받는다는 장점이 있다(Han, 2013). 지형정보획득을 위한 자율비행 UAV는 자율비행장치를 비롯한 시스템 조합, 적절한 영상의 획득, 지리보정(geo-referencing) 및 영상 후처리를 해결해야 한다.

따라서 본 연구의 목적은 현재 상용화되어 있는 저가의 자동비행

장치와 센서조합 아키텍처를 설계하여 지형정보획득에 적합한 탑재중량 5kg미만 소형 UAV의 자동비행을 위한 UAS를 개발하는데 있다. 또한 비행정확도를 평가하기 위해 실제 비행을 통해 사전계획된 비행경로에 대한 수평위치 및 고도정확도를 비교분석하고자 한다.

## 2. 연구내용

UAS의 구조는 비행체와 비행상태를 모니터링하고 비행계획을 위한 지상관제센터(GCS), 자동항법, 센서신호를 조합하여 현재상태를 평가하고 조종신호를 산출하는 프로세서 그리고 통신서브시스템으로 구성하였다(Fig. 1). 영상획득용 페이로드 및 영상센서에 대한 내용은 본 연구에서 제외하였다. 즉, 저고도 고해상도의 영상을 획득하기에 알맞은 UAS의 개발에 본 연구의 초점이 있다.

### 2.1 하드웨어

#### 2.1.1 UAV의 자동컨트롤 아키텍처

UAS를 개발하기 위해 매우 중요한 과정으로 개발 전 아키텍처설계가 잘못되면 사용목적과는 전혀 다른 UAS가 될 수도 있다. 아키텍처설계 과정은 낮은 레벨부터 높은 레벨까지 정확한 컨트롤

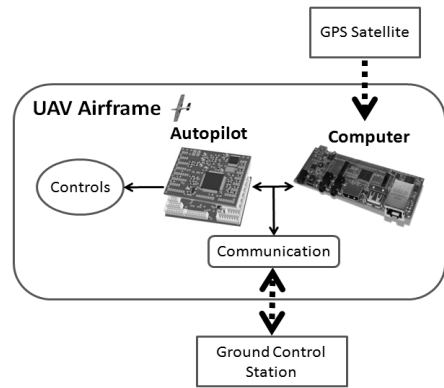


Fig. 1. UAS Structure

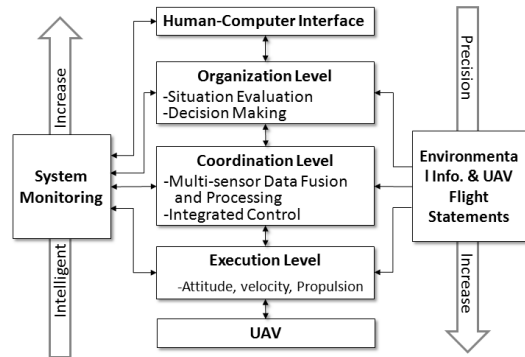


Fig. 2. Hierarchical Control Architecture of Autonomous Control for UAS

러에서부터 의사결정유닛까지, 계층적구조로 설계하는 것이 정교한 UAS를 위해 바람직하다(Hai Chen et al., 2009). 기본적인 다층레벨계층은 인공지능이 감소할수록 정밀도가 증가하는 법칙 IPDI (Increasing Precision with Decreasing Intelligence)에 기초를 둔다. 자동조종 UAS의 계층적구조를 Fig. 2에 보였다. 이 구조는 3계층으로 구성되었는데 가장 낮은 레벨인 실행레벨(execution level)은 전통적인 기존의 조종알고리즘이며 가장 낮은 인공지능상태이다. 센서와 추진장치 간의 인터페이스로 구성된다. 가장 높은 레벨인 관리레벨(organization level)은 인공지능상태가 가장 높은 반면에 정밀도가 가장 떨어지는 단계이다. 인공지능 의사결정방법과 상태평가, 임무수행관리를 포함하고 있다. 중간레벨인 조정레벨(coordination level)은 다른 두 레벨의 행동사이에 인터페이스를 제공하며 전통적인 기존방법과 인공지능 의사결정방법을 조합하여 사용한다. 본 연구에서는 3층구조의 아키텍처를 사용하여 설계하였다.

2.1.2 플랫폼

1990년대 이후 UAV개발의 관심이 고조되면서 많은 종류의 다양한 UAV가 개발되어왔다. 플랫폼은 물리적인 구조와 동력면에



Fig. 3. Fixed Wing Airplane for Autopilot UAV

Table 1. Specification of Aircraft

Item	Spec.
Wingspan	8 ft
Takeoff Weight	14 lbs
Payload Weight	4 lbs.
Flight Range	30 miles
Flight Time	1 hour
Flying speed	15 m/s
Material	Kevlar
Battery	Thunderpower 4S, 6400mAh
motor	E-Flite EFLM4032A
Propeller	APC 12 × 8.5F Folding

서 helicopter, fixed-wing, multi-rotor, flapping-wing, lighter-than-air (기구 또는 비행선)로 분류한 Nathan et al. (2014)의 분류가 합리적이다. Fixed-wing (고정익)은 기존의 항공기와 아주 비슷하게 움직일 수 있고 조종성이 좋다. 대신 이착륙거리가 필요한데 번지(bungee)이륙과 동체착륙이 가능한 지점에 착륙시킴으로써 해결할 수 있다. 본 연구에서는 저고도 고해상도 영상획득을 목적으로 하였으므로 영상센서를 탑재할 수 있는 충분한 페이로드 공간과 계획된 비행노선을 안정하고 신속하게 비행할 수 있는 고정익(high fixed-wing) 플랫폼을 Fig. 3과 같이 제작하였으며 세부제원은 Table 1과 같다.

소형의 UAV는 전형적으로 리튬폴리머전지를 사용한다. 높은 에너지밀도와 충전률 및 방전률, 긴 수명, 전지전량의 정확성 그리고 가격경쟁력 이유에서 이다(Egan, 2006). 본 연구에서는 비행체의 추진과 자동비행장치, 컨트롤러, 통신을 위한 전력을 두 개의 리튬폴리머 전지를 사용하여 해결하였다.

2.1.3 센서

자동비행을 위해 센서로 부터 제공받아야 할 값들을 Table 2에 정리하였다.

Microstrain GX2 IMU센서에서는 pitch, roll, yaw, 가속도계, magnetometer를 100Hz 주기로 내부감지를 갱신하며 41mm × 63mm × 32mm크기이며 50g 중량으로 매우 가볍다(Fig. 4(b)).

Table 2. Hardware and Software for Autopilot UAV Development

Hardware	Return Value
GPS receiver	absolute position (N, E, H), ground speed ( $v_n, v_e, v_d$ )
Rate gyro	angular rate ( $p, q, r$ )
Accelerometer	acceleration ( $a_x, a_y, a_z$ )
Magnetometer	heading correction ( $\psi$ )
Pressure sensor	air speed, altitude (h)
Ultrasonic sensor	relative height
Image sensor	RGB, NIR, Thermal

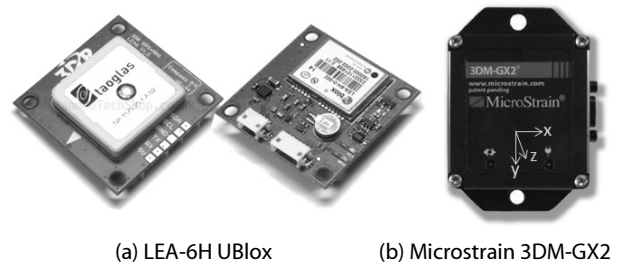


Fig. 4. GPS and IMU

U-blox LEA-6H GPS수신기는 위치파악을 각각 수행하는데 GPS (1575.42MHz)와 GLONASS (1610MHz)를 위한 임베디드 패치 안테나와 함께 기체의 후방상부에 장치되며 자동비행장치에 연결된다. GPS수신기는 3m의 공간정확도를 가지고 있으나 중복촬영을 고려하면 충분한 정확도라고 판단된다.

**2.1.4 자동비행장치(autopilot)**

자동비행장치의 목적은 미리정한 경유점(waypoint)을 지나며 정해진 패스를 따라 안정하게 가이드 하는 것이다. 대중적으로 사용하는 상용의 자동비행장치는 Procerus Kestrel, MicroPilot MP series, Cloud Cap Piccolo, Paparazzi 등이 있다. 이들 중 가격이 저렴하고 무결점이며 하드웨어와 소프트웨어에 대해 오픈 소스를 제공하여 개발자가 커스터마이징할 수 있는 Paparazzi TWOG를 채택하였다(Fig. 5). 이 자동비행장치는 40.2 × 30.5mm의 크기로 8g밖에 되지 않으며 2개 층의 PCB로 설계되어있다. 그러나 자세측정을 위한 적외선센서는 상용 UAV자동항법에 비해 정확도가 충분치 않아 지형정보획득목적으로는 적합하지 않다. 따라서 본 연구에서는 정확한 영상의 지리보정을 위해서 IR센서 대신 IMU를 채용하였다. Paparazzi TWOG 자동비행보드는 지상 관제센터와 실시간으로 통신을 위해 900MHz Maxstream 모뎀을 사용한다.

자동비행시스템은 두 가지의 기본적 기능을 가진 closed-loop 콘트롤 시스템으로 설계하였다. 이는 현재비행 상태와 사전계획된 참조경로에 대한 평가를 수행하고 필요한 조종신호를 내보내는

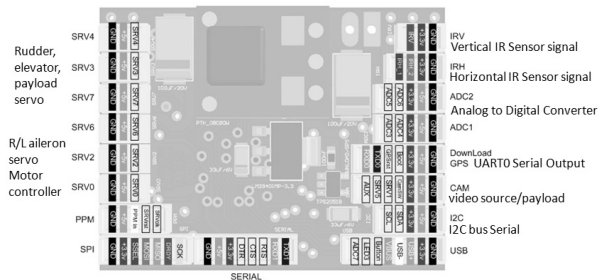


Fig. 5. Architecture of Paparazzi TWOG Autopilot

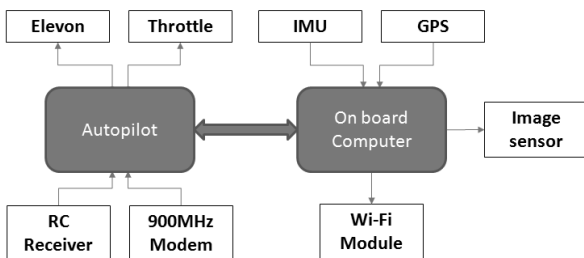


Fig. 6. Airborne System Physical H/W Structure

것이다. Fig. 6에서 보인 것과 같이 gyro, 가속도계, 그리고 magnetic sensors, 적외선 또는 비전기반 고도결정장치를 포함한 IMU 를 이용하여 현재의 상태를 측정하고 상태평가장치로 보내져 조정신호를 만들게 된다. 이때 GPS측정값도 참고하게 된다. 만들어진 조정신호에 의해 서보모터가 작동하며 날개의 조작 및 출력을 조절하게 된다. 정해진 경유점을 경유하여 비행하기 위해서는 비행 컨트롤러가 이륙과 착륙단계를 포함하여 적절한 고도로 비행하기 위한 고도조정장치와 원하는 경유점을 통과해서 비행하도록 하는 속도와 방향컨트롤러가 있어야 한다. 본 연구에서는 PID (Proportional Integral Derivative)를 채택하였다.

**2.1.5 프로세서 콘트롤러**

프로세서 컨트롤러는 UAS에 있어서 중추적인 역할을 하며 외부센서로부터 들어오는 신호처리, 영상캡처 페이로드의 콘트롤, 자동비행장치와의 통신, 지상관제센터와의 통신을 담당한다.

본 연구에서 사용한 콘트롤 프로세서는 Gumstix Overo Fire와 Tobi이며 선택이유는 풍부한 오픈소스, 저렴한 가격, 여분의 IO포트가 충분하여 개발 후라도 추가적인 센서장착이 가능하기 때문이다. 사전계획된 대로 비행을 위해서는 승강타(elevator), 보조날개(aileron), 방향타(rudder)의 서보 그리고 출력motor의 조절신호가 필요한데 이를 위한 모든 센서정보의 PWM신호 변환은 cascaded PID 비행조정장치가 담당한다. 별도로 비상시 수동조정을 위한 72MHz RC 수신기가 보드에 탑재되어 있다. 이는 갑작스런 경우를 위한 것이다. 하드웨어의 물리적인 연결상태를 Fig. 6에 보였다.

자동비행장치로 사용한 Gumstix의 전형적인 구성은 Fig. 7과 같다. Overo Fire보드를 두 개의 70-pin AVX 커넥터로 Tobi expansion보드에 마운트하여 사용하였다.

**2.1.6 지상콘트롤센터**

지상콘트롤센터(GCS; Ground Control Station)는 비행계획,

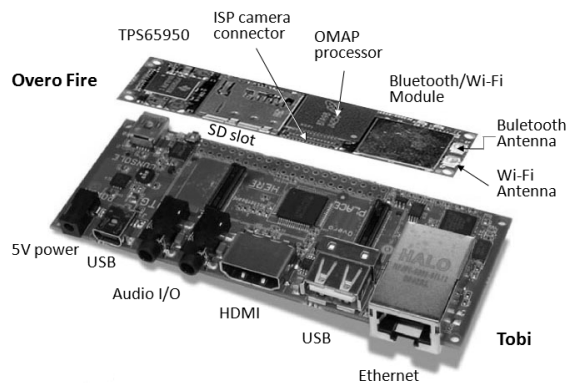


Fig. 7. Mounting a Gumstix COM to an Expansion Board



Fig. 8. Ground Control Center



Fig. 9. Paparazzi Autopilot Command Center

비행모니터링, 비행경로수정, 비상 시 RC조종을 담당하는 중요한 부분이다. Fig. 8에서 보는 바와 같이 UAV의 비행상태 모니터링 및 비행계획의 변경을 위한 데이터 통신은 900MHz 데이터모뎀을 사용하였으며 실시간 영상연결(추후개발)은 2.4GHz Wi-Fi통신을 이용할 수 있도록 하였다. 동시에 안전을 보장하기 위한 72MHz RC조종도 가능하게 하였다. 이 모든 것들은 Paparazzi에서 제공하는 지상커맨드센터 오픈소스를 커스터마이징하여 비행계획, 모니터링은 물론 자동비행과 수동비행의 변환을 가능하게 설계하였다 (Fig. 9).

## 2.2 소프트웨어

### 2.2.1 데이터 흐름

본 연구에서 개발한 UAS의 데이터흐름은 Fig. 10과 같다. GCS에서 UAV사이의 통신은 두 가지 채널로 이루어진다. Wi-Fi로 프로세서와 Laptop이 통신하며 GCS와 자동비행장치는 900MHz 모뎀으로 TTL UART통신이 이루어진다. 이 통신 방법은 프로세서와 자동비행장치 간의 통신에도 사용된다. IMU, GPS 등의 센서와 프로세서는 RS232 케이블에 의해 시리얼포트로 통신하며 자동비행장치에서 생성된 신호는 PWM에 의해 서보로 전달된다.

지상관제센터에서는 Paparazzi 자동비행 커맨드 센터 콘솔이

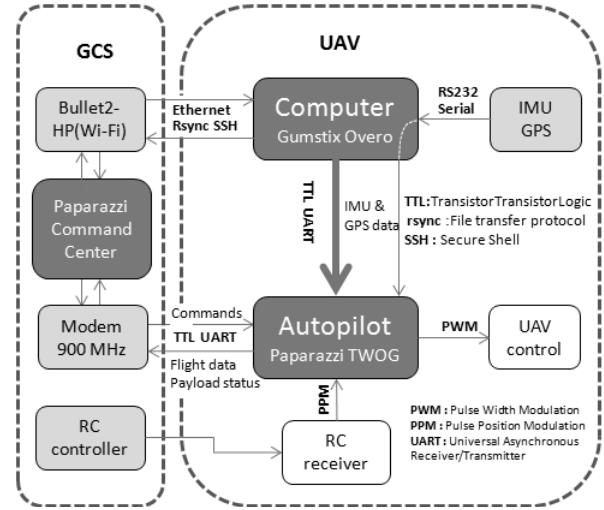


Fig. 10. Data flow Design of UAS

Wi-Fi와 900MHz의 무선통신으로 UAV와 연결되어 2.1.6절에서 설명한 작업을 수행한다. 비상상태를 대비한 RC콘트롤은 GCS와 독립적으로 UAV의 수신기와 통신하며 이는 PPM방식으로 autopilot과 통신할 수 있도록 하였다.

### 2.2.2 필터

UAV에 설치되어 있는 각종 센서는 메인프로세서에 연결되어 신호를 전송한다. 프로세서는 이 신호를 받아 조합하여 의사결정에 따른 조종신호를 만들어야 한다. 또한 소형UAV의 경우 자동비행을 위한 통신에 20Hz이상의 상대적으로 높은 주파수가 필요하나 GPS는 4Hz에 불과하므로 적절한 UAV의 위치, 속도 그리고 가속도 등의 추정을 위해 필터를 필히 사용해야 한다. 본 연구에서는 확장된 Kalman필터에 GPS 데이터를 추가한 GPS-EKF (GPS aided Extended Kalman Filter)를 이용하였다. 이 필터는 Quaternion확장형 Kalman 필터(Egan, 2006)와 Euler Angles-Based 확장형 Kalman 필터를 조합한 알고리즘이다. Quaternion-FKF는 가속도 계로부터 오는  $a_x, a_y, a_z$  가속도 요소와 magnetometer로 얻어지는 yaw angle( $\kappa$ ), 4개의 요소를 관측방정식에 이용하며 Euler Angles-Based EKF는 시스템의 상태값 Roll( $\varphi$ ), pitch( $\theta$ ) 그리고  $a_x, a_y, a_z$  가속도요소를 대상으로 하는 관측방정식을 형성한다. GPS-EKF는 중력벡터의 더 정확한 추정값을 위해 GPS지상 속도측정값( $V_g$ )으로 대체하여 형성된다(Eq. (1)).

$$\begin{bmatrix} \hat{a}_x \\ \hat{a}_y \\ \hat{a}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 2g(q_1q_3 - q_0q_2) \\ 2g(q_2q_3 + q_0q_1) \\ g(q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2) \end{bmatrix} + v_k \quad (1)$$

$$\text{여기서 } \begin{bmatrix} \hat{a}_x \\ \hat{a}_y \\ \hat{a}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_x \\ a_y - r V_g + g \sin \phi_{t-1} \\ a_z + q V_g + g \cos \phi_{t-1} \end{bmatrix}$$

$$v_k = N(0, R)$$

- $\hat{a}_x, \hat{a}_y, \hat{a}_z$  : acceleration from accelerator
- $V_g$  : ground speed from GPS
- $\phi$  : roll angle
- $r$  : rate gyro, angular velocity
- $v_k$  : velocity
- $g$  : acceleration of gravity
- $q_0 \sim q_3$  : unit quaternion

비행체에서 측정된 가속도 값들은 AHRS (Attitude Heading Reference System)으로부터 얻어진 방향코사인행렬을 사용하며 로컬중력값과 코리올리(Coriolis) 가속도값으로 보정된다. 보정된 가속도값 들은 적분되어져 비행체의 위치와 해당되는 속도를 얻게 된다. 확장형 칼만필터는 이들 결과값과 GPS지상속도 및 위치를 사용하여 보다 안정된 속도와 위치 그리고 해당되는 가속도계의 편이값을 얻는다. 이 알고리즘은 Matlab오픈소스를 수정개발하였으며 테스트 비행 중 신뢰성을 위해 Matlab상에서 수행되어 졌다. 덧붙여 gyro drifting, 고주파 센서 노이즈 등도 필터링 기술로 제거하였다. 다음 Table 3은 GPS\_EKF.m 소스코드의 일부이다.

2.2.3 소프트웨어 모듈

소프트웨어는 센서 들로부터 측정되어진 값들을 이용하여 UAV 의 상태를 평가하며 자동비행을 위한 콘트롤을 수행한다. 센서로부터 얻어진 내부측정값들은 Gumstix 컴퓨터로 보내져 필터링과 제어프로세싱이 실행되게 된다. 소프트웨어의 설계는 전체자동비행시스템의 무결점에 많은 영향을 주므로 안정된 OS기반위에 상호

Table 3. GPS Aided Extended Kalman Filter

load SV_Pos	% position of satellites
load SV_Rho	% pseudorange of satellites
T = 1; % positioning interval	
N = 25;% total number of steps	
% Set f, see [1]	
f = @(X) ConstantVelocity(X, T);	
% Set Q, see [1]	
Sf = 36;Sg = 0.01;sigma=5; %state transition variance	
Qb = [Sf*T+Sg*T*T*T/3 Sg*T*T/2; Sg*T*T/2 Sg*T];	
Qxyz = sigma^2 * [T^3/3 T^2/2; T^2/2 T];	
Q = blkdiag(Qxyz,Qxyz,Qxyz,Qb);	

이해가 쉬우며 호환성이 좋고 신뢰성있게 개발되어야 한다.

자율비행 UAV의 하드웨어에 대한 소프트웨어는 판매사가 오픈 소스로 제공하는 경우가 많다. 본 연구에서는 OSAM-UAV (Open Source Autonomous Multiple Unmanned Aerial Vehicle)를 활용하여 수정개발하였다. 소프트웨어는 크게 Gumstix에서 구동하는 AggieCap (captain program)을 백본으로 하여 자동비행장치 Paparazzi와 지상관제센터를 운영하는 PCC (Paparazzi command center)로 구성하였다. 자동비행장치와 지상의 커맨드센터는 Paparazzi에서 제공한 프로그램으로 프로세서인 Gumstix에 맞게 커스터마이징하여 사용하였다.

AggieCap은 Fig. 11에서 보는 바와 같이 UAS전반을 관리하는 중앙처리 프로그램이다. AggieCap은 GhostGx2와 GhostEye모듈을 두고 있으며 센서데이터 수집 및 처리, 자동비행장치와 데이터의 공유, GCS와의 통신 등, Gumstix내부의 데이터흐름을 관장하

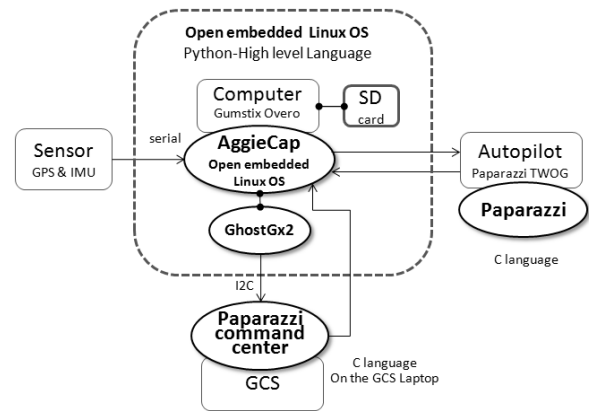


Fig. 11. Software Architecture

Table 4. GhostGX2 Interface

```

while(1) {
...
select(imu, gps);
parse data();
if (packet ready)
osam link pprz();
...
pthread mutex lock(andmutex);
write global log buf();
if (log buf ready)
pthread cond signal(andlog buf ready);
pthread mutex unlock(andmutex);
...
pthread mutex lock(andmutex2);
write global image buf();
pthread mutex unlock(andmutex2);
...
}
    
```

는 역할을 한다. 개발언어는 high-level언어이므로 상호이해가 쉽고 코딩이 수월한 Python으로 개발하였으며 운영체제는 Linux로 하였다. AggieCap의 데이터를 받아 UAV의 상태를 체크하고 경유점을 따라 비행하기 위한 비행신호를 생성하여 액츄에이터와 각종 서보로 명령을 보내는 Paparazzi 자동비행 모듈은 신뢰성을 보장할 수 있는 C언어로 코딩하였다. 다음 Table 4는 GhostGX2 IMU, GPS 인터페이스 모듈의 일부코드이다.

Paparazzi 자동비행장치를 운영하는 컨트롤러의 임무는 이륙과 착륙단계를 포함하여 적절한 고도로 비행하기 위한 것과 원하는 경유점을 통과해서 비행하도록 하는 것이다. 이러한 자동비행장치를 위한 알고리즘은 PID기반, 퍼지기반, 신경망(NN)기반 등이 쓰이고 있다. 이중에서 상업적 자동비행장치에 널리 사용하고 있으며 커스터마이징이 편리한 전통적인 PID알고리즘을 이용하였다.

### 3. 자동비행 평가

#### 3.1 GPS-EKF 테스트

개발한 GPS-EKF의 신뢰성을 판단하기 위해 Microstrain GX2 IMU와 LEA-5H GPS, Paparazzi TWOG 자동비행장치로 구축한

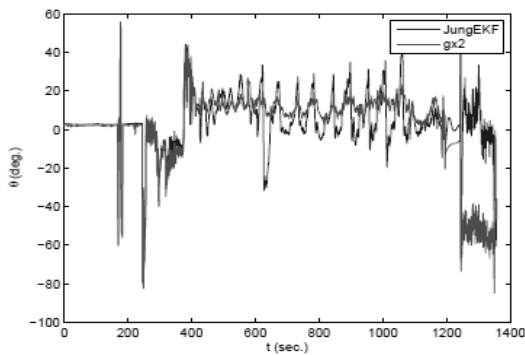
UAV를 비행시키면서 Jang and Liccardo (2007)가 개발한 EKF와 GPS-FKF를 적용하여 테스트 하였다. UAV는 두 점의 경유점을 지나 반경 70m의 회전과 함께 원형복귀하도록 임무를 부여하였다. 모든 내부센서데이터는 Gumstix의 타이머와 함께 50Hz로 저장되었다. GPS센서데이터는 4Hz로 기록되었다. GPS-EKF는 확인을 위해서 Matlab상에서 수행되었다.

GPS-EKF알고리즘으로부터 roll과 pitch 각은 Microstrain GX2 IMU로부터 표정에 대한 출력값과 함께 플로팅 되었다. 결과에서 roll 추정값은 Jang-EKF 값과 GPS-EKF값이 거의 일치하며 양호하였으므로 pitch추정값에 대해서만 Fig. 12에 보였다. pitch추정값은 다소 노이즈가 있었으나 Jang에 의해 개발된 EKF 결과(Fig. 12(a))보다 GPS-EKF알고리즘(Fig. 12(b))이 Gx2값에 근접하며 양호한 것을 확인할 수 있었다.

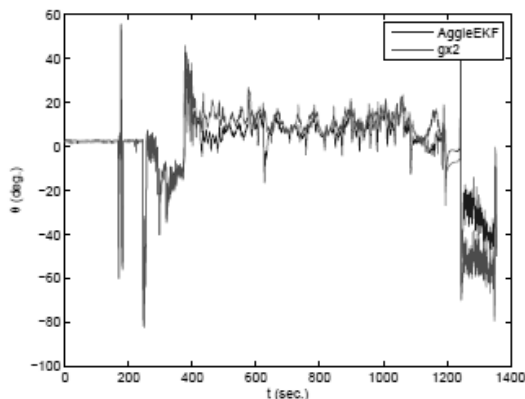
#### 3.2 비행정확도 분석

자동비행평가는 미리 계획된 경로와 UAV가 실제 비행한 경로를 IMU와 GPS 로그파일을 이용하여 비행수평정확도와 고도정확도를 비교분석하였다. Fig. 13은 로그파일 중 GPS 수평좌표를 구글어스 상에 디스플레이 한 것이다. 평균풍속은 1~1.5m/sec였고 초당 4점의 로그파일을 형성하였다.

Fig. 14에서 비행사전계획은 780m 떨어진 두 개의 원(반경 100m)을 왕복하는 것으로 정하였다. 그리고 원과 원 사이에 두 점의 경유점을 정하였다. 풍속이 강하지 않았으므로 비행방향이 양호하였으며 비행위치가 정해진 경로에 집중되어 있는 것을 볼 수 있다. 원A의 경로에서 A-1지점은 분산폭이 13.0m였으나 A-2지점은 23m로 증가하였는데 이때의 풍속은 6m/sec로 이에 의한 일시적인 영향이었음을 알 수 있다. 원B의 경우, B-1지점에서의 분산폭은 10.6m, B-2지점에서는 15.7m의 나타났으며 직선 구간C



(b) Jang-EKF



(a) GPS-EKF

Fig. 12. Pitch Angle Estimation

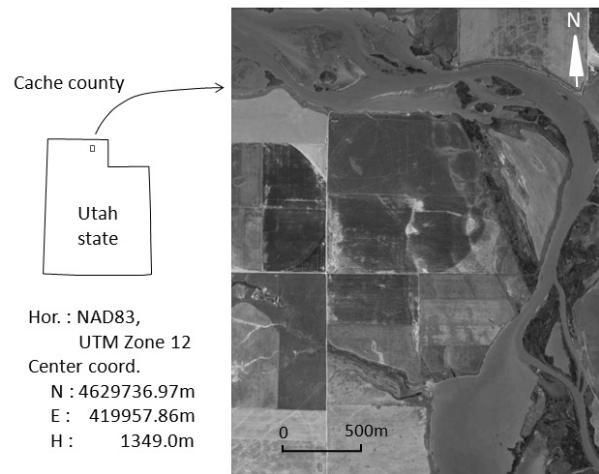


Fig. 13. Flying Point on the Test Field

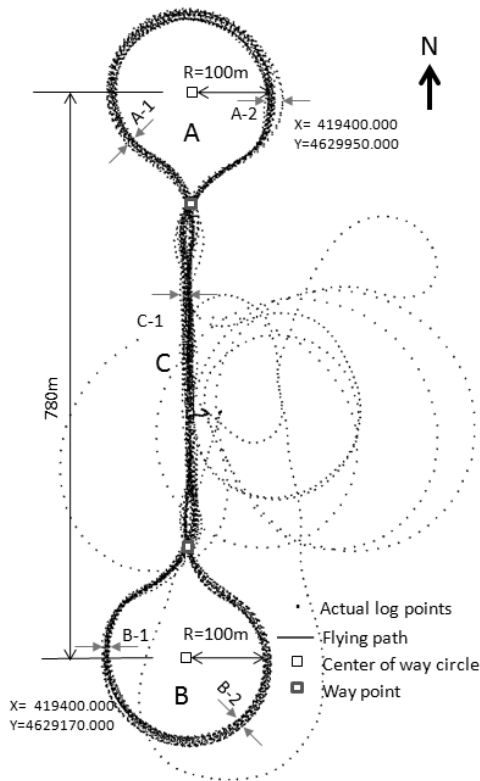


Fig. 14. Horizontal Flying Path Tracking

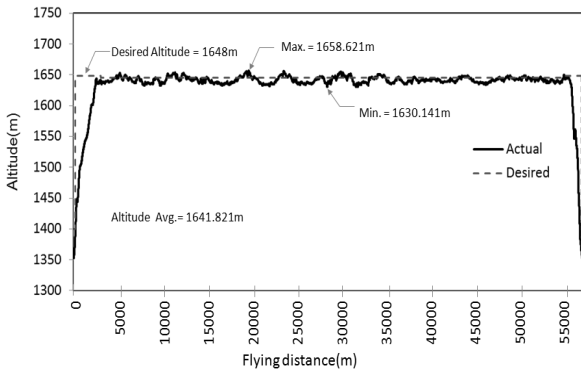


Fig. 15. Altitude Tracking

에서는 12.45m로 나타나 전체적으로 평균 12~15m의 분산폭을 보이고 있으므로 비행경로에 대해서는 평균  $\pm 6\sim 8$ m미만의 오차로 촬영이 가능할 것으로 판단된다.

Fig. 15는 이륙해서 임무수행고도로 비행한 후 착륙 시까지 약 3,255초 동안의 비행고도를 추적한 것이다. 계획고도는 1,648m로 지상 약 300m로 하였다. 최저고도 1,630.141m, 최고고도 1,658m로 계획고도 보다 10~18m의 편차를 보였으나 평균적으로 고도 1,641.82m를 유지하였으므로 약  $\pm 8$ m의 편차로 촬영을 수행하기에 충분한 것으로 판단된다.

#### 4. 결론

현재 시중에서 상용화되어 있는 저가의 센서와 자동비행시스템을 이용하여 지형정보획득에 적합한 UAV를 개발하였으며 비행테스트를 수행한 결과 다음과 같은 결론을 도출할 수 있었다.

- (1) 고정의 플랫폼, 리튬폴리머 전지, brushless모터를 이용하여 비행체를 제작하였으며 IMU와 GPS 센서, Gumstix Overo 프로세서, Paparazzi TWOG 자율항법장치를 조합하여 지형정보획득에 적합한 저가 소형의 UAV를 제작할 수 있었다.
- (2) 자율항법 컨트롤러는 PID알고리즘을 사용하였으며 센서신호의 조합 및 처리는 물론 gyro drifting 및 고주파 sensor noise를 제거하기 위해 GPS신호를 추가한 확장형 Kalman필터를 적용한 결과 기존의 확장형 Kalman필터보다 양호한 것으로 나타났다.
- (3) 비행평가결과 비행수평정확도는 전체적으로 평균 12~15m의 분산폭으로, 비행루트를 기준으로 볼 때 약  $\pm 6\sim 8$ m의 오차를 보였으며 비행고도는 약  $\pm 8$ m의 편차로 촬영이 가능하였다. 또한 1.5km  $\times$  2.5km지역을 약 35분 내에 신속촬영이 가능하였으므로 지형정보획득용 UAS로 활용이 기대된다.

향후 다양한 파장의 멀티밴드센서를 탑재할 수 있는 페이로드의 개발이 필요하며 테스트촬영을 통해 활용가능성을 재확인할 수 있는 연구의 진행이 필요할 것으로 판단된다.

#### 감사의 글

본 논문은 공주대학교 2013년도 해외과연연구지원을 받아 연구된 것으로 이에 감사드립니다.

#### References

ALPH( $\alpha$ )Micro (2014). *LEA-5H - u-blox 5 programmable GALILEO-ready GPS module*, Available at: <http://www.alphamicro.net/franchises/u-blox/lea-5h.aspx> (Accessed: April 9, 2014).

Calvin, C. (2009). "AGGIENAV: A small well integrated navigation sensor system for small unmanned aerial vehicle." *Proceedings of the ASME, IDETC/CIE*.

Calvin, C. and Han, Y. (2009). "Aggieair: An integrated and effective small multi-UAV command, control and data collection architecture." *Proceedings of the ASME*.

Calvin, C., Austin, M. J. and Chen, Y. Q. (2013). "Fractional-order complementary filters for small unmanned aerial system navigation." *2013 Proceeding of International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, pp. 28-31.

Calvin, C., Brandon, S., Christopher, M. and Coffin (2012). "A



- payload verification and management framework for small UAV-based personal remote sensing systems." *978-1-4673-0163-3 IEEE*, pp. 184-189.
- Chao, H. Y., Cao, Y. C. and Chen, Y. Q. (2010c). "Autopilots for small unmanned aerial vehicles: A Survey." *International Journal of Control, Automation, and Systems*, Vol. 8, No. 1, pp. 36-44.
- Chao, H., Cao, Y. C. and Chen, Y. Q. (2010b). "Autopilots for small fixed-wing unmanned air vehicles: A Survey." *Proceedings of the 2007 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation*.
- Chao, H., Luo, Y., Di, L. and Yang, Q. C. (2010a). "Roll-channel fractional order controller design for a small fixed-wing unmanned aerial vehicle." *Control Engineering Practice*, pp. 761-771.
- Chen, M. and Rincon, M. (2006). "Accurate electrical battery model capable of predicting runtime and i-v performance." *IEEE Trans. Energy Convers*, Vol. 21, No. 2, pp. 504-511.
- Chingiz, H. and Halil, E. S. (2013). "Robust adaptive kalman filter for estimation of UAV dynamics in the presence of sensor/actuator faults." *Aerospace Science and Technology*, Vol. 28, No. 1, pp. 376-383.
- Egan G. K. (2006). "The use of infrared sensors for absolute attitude determination of unmanned aerial vehicles." Monash University, *Technical Report MECSE-22-2006*.
- Euston, P., Coote, R. M., Kim, J. H. and Hamel, T. (2008). "A complementary filter for attitude estimation of a fixed-wing UAV." *In proceeding of: Intelligent Robots and Systems, IROS 2008. IEEE/RSJ International Conference*.
- Gerasimos, G. R. (2012). "Nonlinear kalman filters and particle filters for integrated navigation of unmanned aerial vehicles." *Robotics and Autonomous Systems*, Vol. 60, No. 7, pp. 978-995.
- Hai Chen, Xin-min and Yan, L. (2009). "A survey of autonomous control for UAV." *Computational Intelligence Conference*, Vol. 2, pp. 267-271.
- Han S. H. (2013). "A design proposal for economical autopiloted UAVs for acquiring geospatial information(I)." *ISGIS Proceeding*, pp. 156-157.
- Jang, J. S. and Liccardo, D. (2007). "Small UAV automation using MEMS." *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, Vol. 22, No. 5, pp. 30-34.
- Jun, M., Roumeliotis and Sukhatme, S. I. (1999). "State estimation of an autonomous helicopter using Kalman filtering." *Proceeding of the IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, Vol. 3, pp. 1346-1353.
- Kim, I. S. (2006). "The novel state of charge estimation method for lithium battery using sliding mode observer." *Journal of Power Sources*, Vol. 163, No. 1, pp. 584-590.
- LOAD MicroStrain<sup>®</sup> Sensing systems (2014). *Inertial sensors, 3DM-GX2*, Available at: <http://www.microstrain.com/inertial/3DM-GX2> (Accessed: April 9, 2014).
- Masahiko, N., Chen, T., Afzal, A. and Shibasaki, R. (2008). "UAV borne mapping by multi sensor integration." *The International archives of the photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, Vol. XXXVII. Part. B1. pp. 1215-1221.
- Michal, P., Calvin, C. and Austin, J. (2014). "Battery state-of-charge based altitude controller for small, low cost multirotor unmanned aerial vehicles." *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, Vol. 74, No. 1-2, pp. 193-207.
- Nathan, V. H., Calvin, C., Austin, M. J. and Chen, Y. Q. (2014). "A Survey and categorization of small low-cost unmanned aerial vehicle system identification." *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, Vol. 74, No. 1-2, pp. 129-145.
- Paparazzi free pilot TWOG/v1.0 (2014). <http://wiki.paparazziuav.org/wiki/TWOG/v1.0> (Accessed: April 9, 2014).
- Pappalardo, J. (2003). "Unmanned aircraft roadmap reflects changing priorities." *National Defense*, Vol. 87, No. 392, pp. 30-36.
- Zeynep, C., Batu, D., Ozan, T. and Ilkay, Y. (2009). "Flight control system and integration for a small UAV testbed." *ANKARA International Aerospace Conference, AIAC-2009-133*, pp. 17-19.