

GPS를 활용한 무인 비행체의 자율비행에 관한 연구

오성남, 이겸수, 손영익, 김갑일
 명지대학교 전기공학과

A Study about an Autonomic Flight of Unmanned Aerial Vehicle(UAV) Using the GPS.

Sung-Nam Oh, Gum-Soo Lee, Young-Ik Son, Kab-Il Kim
 Dept. of Electrical Eng. Myongji Univ.

Abstract - 본 논문은 GPS를 이용한 무인 비행체의 자율비행에 관한 연구를 다루었다. 비행체의 종류는 크게 고정익기와 회전익기로 나뉘는데 본 연구에서는 회전익기의 형태를 가진 Quarter Vehicle을 사용하였다. Quarter Vehicle은 4개의 프로펠러에 의한 양력과 회전 반발력으로 비행을 한다. 이때의 양력은 수평면에 대해 수직으로 추력을 발생시키므로 다른 비행체보다 불안정하며 이를 안정하게 제어하기 위해 관성 센서를 적용하여 균형을 유지한다. 본 연구에서는 UAV의 자세와 균형을 안정적으로 유지하기 위해 관성센서를 적용하였으며 GPS를 활용하여 독립적인 자율비행이 가능하도록 하였다. 정확한 위치정보를 제공하는 GPS는 3개 이상의 위성으로부터 시간 및 위치 정보를 받아 좌표를 계산하고 비행체의 위치, 속도 및 방향을 결정하여 자율 비행이 가능하도록 한다. 또한 소형 저자기센서를 비행체에 적용하여 GPS의 방향 정보를 보완하도록 하였다. 본 논문에서는 무인 비행체의 자율비행의 기초가 되는 위치좌표 계산을 위한 GPS의 적용 방법과 비행경로계획 알고리즘을 제시 한다.

Key Words : 무인 비행체, 회전익기, 관성센서, GPS

1. 서 론

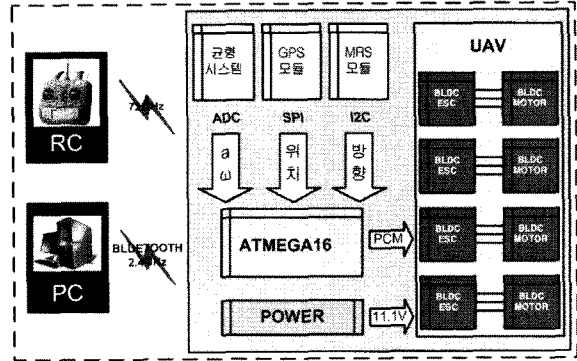
무인 비행체(UAV)의 연구는 제1차 세계대전을 계기로 시작되었다. 이를 시발점으로 UAV는 대부분 군사적 용도로 개발되고 있으며 그 종류에는 초소형 정찰기부터 대형 폭격기에 이르기 까지 다양하다.[1] 초소형 UAV는 1993년 미국의 RAND사에 의하여 MAV에 대한 연구가 시작되어 수많은 연구 결과가 소개되고 있다.[2][3] 또한 최근에는 단 한번의 연료 주입으로 3~4일을 연속으로 비행할 수 있는 UAV가 개발되어 시연되기도 하였다. 이러한 UAV의 개발이 활발히 진행되고 있는 것은 인간의 신체 한계로 인한 항공기의 성능 제한, 비행사의 훈련에 필요한 비용 절감, 비밀리에 적의 상황을 정찰하기 위한 요인과 이를 뒷받침 해주는 고도의 첨단 기술 발달이 접목되어 가능하다.[4] 그러나 최근 개발되고 있는 UAV는 대부분 고가의 모듈을 사용하거나 지나친 소형화에 의해 상용화 보다는 연구소 차원의 개발에 그치고 있다.[5]

본 연구에서는 저렴한 비용으로 높은 성능을 낼 수 있는 UAV를 개발을 다루었다. 이를 위해 저가의 모터와 센서 모듈을 사용하여 소형 UAV에 속하는 회전익기 형태의 Quarter Vehicle을 제작하였다. 중량 600g의 이 UAV는 200g의 추가 적재가 가능하며 단 한번의 충전으로 최대 시속50km로 총10km의 거리 비행이 가능하다. Quarter Vehicle은 4개의 프로펠러에 의한 양력과 회전 반발력으로 비행을 한다. 이때의 양력은 수평면에 대해 수직으로 추력을 발생시키므로 다른 비행체 보다 불안정하며 이를 안정하게 제어하기 위해 관성 센서를 적용하여 균형을 유지한다. 본 연구에서는 관성센서를 이용하여 UAV의 자세와 균형을 안정적으로 유지하여 안정적인 비행이 가능하도록 하였다. 센서의 오차를 줄이기 위해 칼만필터를 사용하였으며 모터의 반발력을 이용한 방향전환 및 기체의 기울기 제어를 통한 이동 비행이 가능하도록 하였다.[6] 또한 GPS를 활용하여 독립적인 자율비행이 가능하도록 하였다. 정확한 위치정보를 제공하는 GPS는 3개 이상의 위성으로부터 시간 및 위치 정보를 받아 좌표를 계산하고 비행체의 위치, 속도 및 방향을 결정하여 자율 비행이 가능하도록 한다. 또한 소형 저자기 센서를 비행체에 적용하여 GPS의 방향 정보를 보완하도록 하였다. 본 논문에서는 무인 비행체의 자율비행의 기초가 되는 위치좌표 계산을 위한 GPS의 적용 방법과 비행경로계획 알고리즘을 제시 한다.

2. 본 론

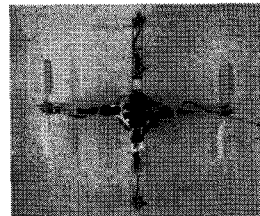
2.1 UAV 전체 시스템 구성

전체 시스템의 구조는 다음 그림1에서 보는 바와 같다. 양력을 발생시키기 위한 각 프로펠러에는 소형 BLDC 모터와 BLDC전용 전자변속기를 사용하였다. 메인 CPU는 ATMEGA16을 사용하였으며 내장된 ADC로 3개의 각속도계와 3개의 각속도계의 신호 측정이 가능하다. 메인 CPU는 시리얼통신방식으로 GPS 모듈과 연결되어 지표정보를 기준으로 위치 좌표와 속도, 방향 정보를 계산하여 UAV를 제어하며 비행체의 방향성 향상을 위해 적용된 저자기센서는 CPU와 TWI통신으로 연결되어 고속으로 데이터를 갱신한다.



<그림 1> 전체 시스템 구조

Bluetooth 송수신 모듈을 이용하여 무선으로 연결된 PC는 원격으로 UAV의 좌표와 방향을 설정하며 이를 통해 독립적인 자율 비행이 가능하다. 장애물로 인한 GPS신호 난청 지역이나 실내에서의 비행을 위해 RC 조종기를 이용한 무선 조종도 가능하도록 시스템을 설계하였다.

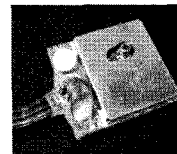
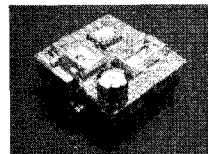


<그림 2> 제작된 UAV

<그림 2>는 제작된 UAV의 외형을 나타내고 있으며 <표 1>에서는 제원을 나타내고 있다. 프로펠러의 동력원인 4개의 BLDC 모터는 무게20g으로 최대 250g의 추력을 낸다. 최대 1kg의 추력을 가진 이 기체의 프레임은 알루미늄 합금을 일체로 가공하여 진동과 뒤틀림을 최소화함과 동시에 경량화가 가능하였다. 이를 통해 200~300g의 추가 구조물을 장착할 수 있어 카메라를 이용한 촬영이나 다른 여러 가지 활용이 가능하다.

2.2 센서 모듈

자세와 균형 제어를 위한 센서는 3축 각속도계와 3축 각속도계를 사용하여 관성센서 모듈을 제작하였다. 이 센서 모듈은 UAV에 탑재가 가능한 초소형으로 가로20mm, 세로20mm이며 x,y,z축에 대한 직각을 유지하여 장착할 수 있도록 <그림 3>과 같이 제작하였다. 관성 센서 모듈은 저가형으로 구성하기 위하여 3축의 각속도계(MMA7260QT) 1개와 1축의 각속도계(EMC-03MA) 3개로 구성하였다.



<그림 3> 관성센서모듈 <그림 4> GPS모듈 <그림 5> MRS

<그림 4>는 5Hz의 응답성을 가진 소형 GPS 모듈로 MTK단일칩과 패치안테나를 통해 최대 55개의 위성 채널을 수신할 수 있고 이를 바탕으로 다른 소형 GPS 모듈 보다 고신뢰의 좌표 정보를 제공한다. <그림 5>는 지구 자기장을 감지하여 기준 방향을 제공하는 저자기센서(MRS)로 GPS의 정보를 보완한다. 만약 제작된 비행체가 바람과 같은 외부 영향으로 진행방향과는 무관한 곳으로 흘러갈 경우 GPS의 방향정보는 신뢰성이 떨어지게 된다. 이러한 경우 MRS가 비행체의 방향을 유지시키는 기능으로 사용된다.

2.3 회전 반발력에 의한 방향 전환

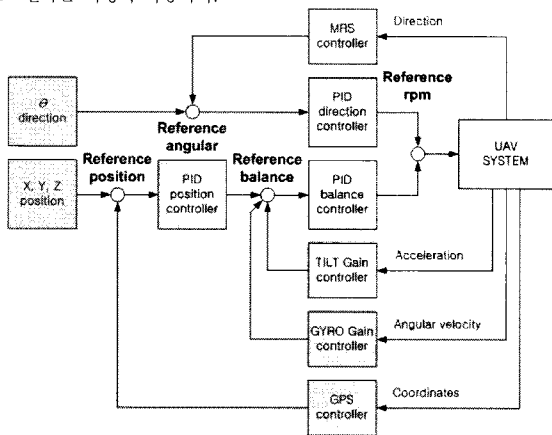
제작된 UAV는 고정익에 의한 비행기와는 달리 조향타나 양력 방향을 바꾸는 날개가 없어 모터와 프로펠러의 회전력과 그 반발력으로 기체의 자세를 바꾸거나 방향을 전환시킨다. 이를 위해 정피치 프로펠러와 역피치 프로펠러를 전후, 좌우로 배치하여 설계하였다. 다음 <표 4>는 모터의 속도 V에 따라 변화하는 기체의 방향전환을 나타내고 있다. +V는 모터의 가속을 의미하며 -V는 모터의 감속을 의미한다.

<표 4> 방향 전환

방향	상승, 전비행, 우회전	하강, 우비행, 좌회전
고도		
이동		
회전		

2.4 제어 알고리즘

본 연구에서 적용된 UAV 제어 알고리즘은 지자기센서 제어, GPS위치 제어, 관성센서 균형 제어로 크게 나뉜다. <그림 6>은 이들을 통합하여 나타낸 제어모델로 PC를 통한 X, Y, Z 좌표 값 입력으로 UAV를 제어하는 블록다이어그램이다. 독립적인 비행 안정성을 위한 가속도계와 각속도계의 균형 제어는 기체를 지구중력에 대해 일정한 각으로 유지하도록 설계되었다. 이 제어 모델은 GPS제어를 통해 좌표 유지와 새로운 좌표로의 이동이 가능하며 MRS 제어기에 의해 절대 방향성을 갖게 되어 간단한 명령으로 원하는 비행이 가능하다.



<그림 6> 제어 블록다이어그램

2.5 확장 칼만 필터

칼만 필터는 이미 위성의 궤도결정이나 비행기, 미사일 유도 등 짐승으로부터 신호를 찾아내기 위해 사용되고 있다. 본 연구에서도 사용된 관성센서의 정보는 비선형 특성을 가지므로 보다 정확한 정보를 얻기 위해 칼만 필터를 적용하였다. 비선형의 대상 시스템의 방정식은 일반적으로 다음과 같은 형태로 표현되어진다.

$$x_{k+1} = Ax_k + w_k \quad (1)$$

$$y_k = Cx_k + z_k \quad (2)$$

식(1)과 식(2)에서 x와 y는 상태변수와 측정치를 의미하며 w와 z는 프로세서 잡음과 측정 잡음을 의미한다. 다음은 확장칼만필터로 시간 k에서 측정치가 유입되었을 때 상태변수와 오차공분산의 추정치를 갱신하는 단계로 다음 수식을 사용한다.

$$K_k = AP_k S_k^{-1} \quad (3)$$

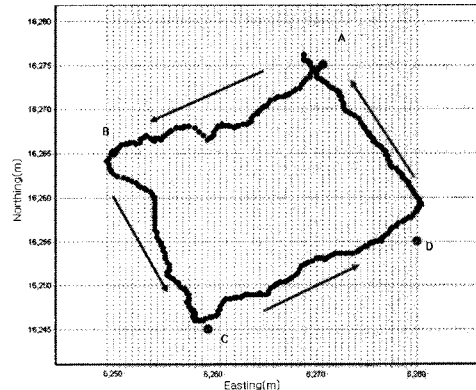
$$P_{k+1} = AP_k A^T + Q - AP_k S_k^{-1} P_k A^T \quad (4)$$

$$\hat{x}_{k+1} = A\hat{x}_k + K_k(y_{k+1} - A\hat{x}_k) \quad (5)$$

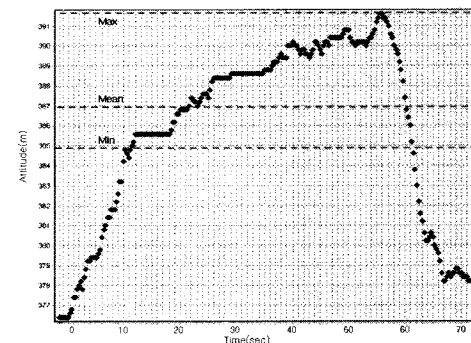
K는 필터계인P는 상태변수 오차공분산행렬 \hat{x} 은 상태변수의 추정치Q는 프로세서잡음의 강도 행렬을 나타낸다. 파라미터의 일부는 센서의 잡음 특성을 통하여 선택되어 가속도계와 각속도계의 측정치에서 센서노이즈와 회로노이즈를 제거하여 식(5)에서 계산되어진 추정치 \hat{x} 를 UAV에 적용한다.

2.6 비행 실험

실험은 상승, 이동, 하강 순의 자율 비행 실험으로 약70초간 걸쳐 시행되었다. 비행 실험은 장애물이 없는 넓은 운동장에서 정해진 일정 고도를 유지하여 4개의 좌표를 이동하는 방법으로 이루어졌다. 비행 고도는<그림 8>과 같이 해수면을 기준으로 고도377m인 지면에서 이륙하여 고도387m인 지상 10m높이를 유지한 상태로 <그림 7>과 같이 100m둘레의 사각지역을 A, B, C, D좌표 순으로 비행하였다. 비행데이터는 Bluetooth를 통해 실시간으로 PC에 전송되어 저장되었으며 좌표 그래프 <그림 7>과 고도 그래프 <그림 8>로 실험 결과를 나타내었다. 이 실험을 통해 알 수 있듯 실험 결과 안정적인 균형과 방향제어가 가능하였다.



<그림 7> 자율 비행 좌표 그래프



<그림 8> 자율 비행 고도 그래프

3. 결 론

본 연구를 통하여 자율 비행이 가능한 UAV를 제작하였다. 위치 인식을 위한 GPS 모듈, 방향성을 위한 지자기센서, 안정적인 자세와 균형유지를 위한 3축 가속도계와 3축 각속도계를 탑재하여 독립적인 비행이 가능하도록 구현하였다. 저가형 센서를 통합하는 제어 알고리즘과 필터를 통해 정해진 좌표를 경로비행 하였다. 본 연구에서 다루어진 UAV의 구조와 이론적 배경을 통한 기술은 무인 비행체의 균형 제어 및 자율 비행성능 향상에 있어 크게 기여할 것으로 여겨진다.

감 사 의 글

2008년도 정부(과학기술부)의 재원으로 한국과학재단의 지원을 받아 수행된 연구임 (R11-2001-093-03005-0 (2008))

[참 고 문 헌]

- [1] 이기학, 김구홍, 이경태, "MAV/UAV 연구 개발에서의 제레이놀즈스 공기역학 응용과 방향", 한국항공우주공학회지 제29권 제6호, pp.157-172, 2001년
- [2] Hundley, Richard O., Gritton, and Eugene C., "Future Technology-Driven Revolutions in Military Operations", RAND Corporation, Document N o. DB-110-ARPA, 1994.
- [3] 안준, "초소형 항공기(MAV)의 개발현황 및 전망", 한국우주공학회지 제28권 제7호, pp.145-154, 2000년
- [4] 신성식, 최승기, 국태승, 문정호, 조진제, 오정균, 황동영, "근접감시 무인항공기의 비행제어시스템 개발", 대한기계학회, 대한기계학회 춘추학술대회는문 초록집, pp.1~6, 2006년
- [5] 김형철, 김강수, 노재준, 윤석준, "MAV(Micro Air Vehicle) 비행 시뮬레이터의 설계", 한국시뮬레이션학회, 한국시뮬레이션학회 2003년 춘계학술대회는문집, pp.49-54, 2003년
- [6] 박봉규, 안대성 "칼만필터를 이용한 무궁화위성 궤도 결정 성능 분석 연구", 한국우주공학회지, 제18권 제8호, pp 98-108, 2000년