

관성센서를 이용한 무인 항공체의 자세 제어에 관한 연구

오성남, 윤동우, 이겸수, 손영의, 김갑일
 영지대학교 전기공학과

A Study about Attitude Control of Unmanned Aerial Vehicle(UAV) Using the Inertial Sensor

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

Abstract - 본 논문은 관성센서를 이용한 무인 항공체의 자세 제어에 관한 연구를 다루었다. 항공체의 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 관성센서를 이용하여 UAV의 자세와 균형을 안정적으로 유지하여 안정적인 비행이 가능하도록 하였다. 또한 상호 의존적인 항법 시스템으로 환경변화에 영향을 받지 않으며, 정확한 위치정보를 제공하는 GPS를 사용하여 3개 이상의 위성으로부터 정보를 받아 좌표를 계산하고 위치, 속도 및 방향을 결정하여 자율 비행이 가능하도록 설계하였다. 본 논문에서는 Quarter Vehicle의 구조와 이론적 배경을 통한 설계, 그리고 관성센서와 GPS의 적용을 위한 방법을 제시 한다.

Key Words : 무인 항공체, 회전익기, 관성센서, GPS

1. 서 론

무인 항공기 즉 UAV는 제1차 세계대전을 계기로 연구가 시작되었다. 이를 시발점으로 UAV는 대부분 군사적 용도로 개발되고 있으며 그 종류에는 초소형 정찰기부터 대형 폭격기에 이르기 까지 다양하다.[3] 초소형 UAV는 1993년 미국의 RAND사에 의하여 MAV에 대한 연구가 시작되어 수많은 연구 결과가 소개되고 있다.[1][2] 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. 그러나 최근 개발되고 있는 UAV는 대부분 고가의 모듈을 사용하거나 지나친 소형화에 의해 상용화 보다는 연구소 차원의 개발에 그치고 있다.

본 연구에서는 이러한 단점을 개선하기 위해 저가의 모터와 센서를 사용하여 소형 UAV라는 Quarter Vehicle을 개발하였다. 중량 600g의 이 UAV는 200g의 추가 적재가 가능하며 한번의 충전으로 최대 시속50km로 총 10km의 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.[5] 또한 상호 의존적인 항법 시스템으로 환경변화에 영향을 받지 않으며, 정확한 위치정보를 제공하는 GPS를 사용하여 3개 이상의 위성으로부터 정보를 받아 좌표를 계산하고 위치, 속도 및 방향을 결정하여 자율 비행이 가능하도록 설계하였다. 본 논문에서는 Quarter Vehicle의 구조와 이론적 배경을 통한 설계, 그리고 관성센서와 GPS의 적용을 위한 방법을 제시 한다.

2. 본 론

2.1 UAV 전체 시스템 구성

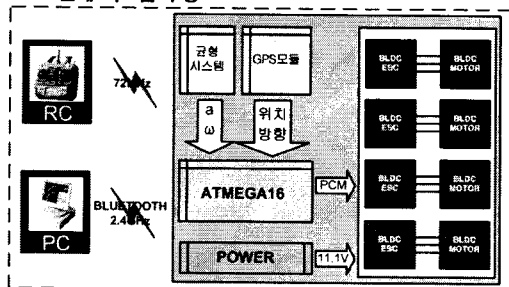


그림 1 전체 시스템 구조

전체 시스템의 구조는 다음 그림1과 같다. 양력을 발생시키기 위한 각 프로펠러에는 소형 BLDC 모터와 BLDC전용 전자변속기를 사용하였다. 메인 CPU는 ATMEGA16을 사용하였으며 내장된 ADC로 3개의 가속도계와 3개의 각속도계의 신호 측정이 가능하다. 메인 CPU는 시리얼통신방식으로 GPS 모듈과 연결되어 지표면을 기준으로 위치좌표와 속도, 방향 정보를 계산하여 UAV를 제어한다. 외부에 무선으로 연결된 PC는 원격으로 UAV의 좌표와 방향을 설정하여 독립적인 비행이 가능하도록 하며 장애물 인한 GPS신호의 난청 지역이나 실내의 비행을 위해 RC 조종기를 통한 무선 조종 시스템도 구현하였다.

표 1 UAV의 제원

항목	내용
중량	600g
적재 중량	200g
크기(가로×세로×높이)	440×440×50
프로펠러 직경	25cm
추력	1Kg



그림 2 제작된 UAV

그림 2는 제작된 UAV의 외형을 나타내고 있으며 표 1은 제작된 UAV의 제원을 나타내고 있다. 프로펠러의 동력원인 4개의 BLDC 모터는 무게20g으로 최대 250g의 추력을 낸다. 최대 1kg의 추력을 가진 이 기체의 프레임은 알루미늄 5T를 일체로 가공하여 진동과 뒤틀림을 최소화 하여 200g의 구조물을 추가할 수 있어 카메라를 이용한 촬영이나 다른 여러 가지 활용이 가능하다.

2.2 센서 모듈

자세와 균형 제어를 위한 센서는 3축 가속도계와 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 3과 같이 제작하였다. 3축의 가속도계(MMA7260QT) 1개와 1축의 각속도계(EMC-03MA) 3개로 구성하였다.

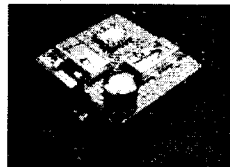


그림 3 균형 센서 모듈

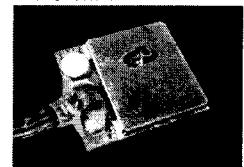


그림 4 GPS 모듈

가속도계는 저급 성능으로 미국 Freescale사의 MMA7260QT이며 각속도계는 일본 Murata사의 EMC-03MA이다. 센서의 사양은 표2와 표3에 종합하여 나타내었다. 그림 4는 GPS 모듈의 사진이다.

표 2 각속도계(EMC-03MA)의 사양

Voltage (Vdc)	Range (°/sec)	Scale Factor (mv"/sec.)	Linearity (%FS)	Bandwidth (Hz)
3.3	±300	0.67	±5	50

표 3 가속도계(MMA72600)의 사양

Voltage (Vdc)	Range (g)	Sensitivity (V/g)	Linearity (%FS)	Bandwidth (Hz)
3.3	±6	0.8	+/-1	150~350

2.3 회전 반발력에 의한 방향 전환

제작된 UAV는 고정익에 의한 비행기와는 달리 조향타나 양력 방향을 바꾸는 날개가 없어 모터와 프로펠러의 회전력과 그 반발력으로

로 기체의 자세를 바꾸거나 방향을 전환시킨다. 이를 위해 정위치 프로펠러와 역위치 프로펠러를 전후, 좌우로 배치하여 설계하였다. 다음 표 4는 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 외부의 원격 제어, GPS 위치 제어, 관성센서 균형 제어로 크게 나뉜다. 그림 5는 이들을 통합하여 나타낸 제어모델로 PC를 통한 X, Y, Z 좌표 값 입력과 RC 조종기에 의한 원격 제어 입력으로 UAV를 제어하는 블록다이어그램이다. 독립적인 비행 안정성을 위해 가속도계와 각속도계의 균형 제어는 기체의 자세를 항상 수평 상태로 유지하도록 설계되었다. 이 제어 모델은 입력된 좌표 유지와 다음 좌표로의 이동을 위한 GPS 위치 이동을 포함하고 있어 간단한 명령으로 원하는 비행이 가능하다. 또한 실내나 GPS 신호가 잡히지 않는 지역에서는 RC 조종기로 가시거리 내에서의 원격 제어가 가능하다.

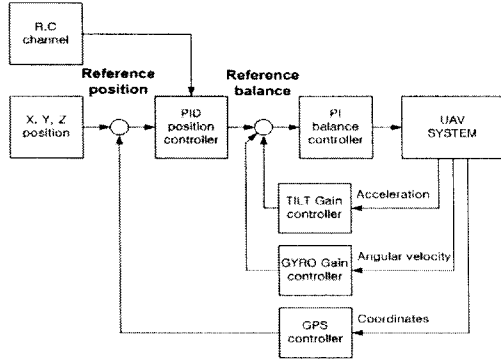


그림 5 제어모델

2.5 확장 칼만 필터

칼만 필터는 이미 위성의 궤도결정이나 비행기, 미사일 유도 등 잡음으로부터 신호를 찾아내기 위해 사용되고 있다. 본 연구에서도 사용된 관성센서의 정보는 비선형 특성을 가지므로 보다 정확한 정보를 얻기 위해 확장 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.

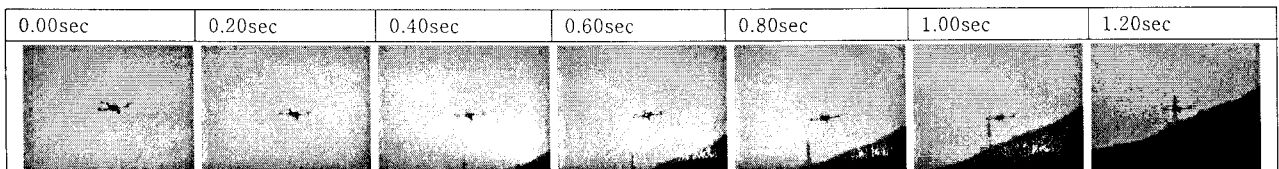
다음은 확장칼만필터로 시간 k에서 측정치가 유입되었을 때 상태변수와 오차공분산의 추정치를 갱신하는 단계로 다음 수식을 사용한다.

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

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

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

표 5 비행 실험 정지 영상



K는 필터게인, P는 상태변수 오차공분산행렬, \hat{x} 은 상태변수의 추정치, Q는 프로세서 잡음의 강도 행렬을 나타낸다. 파라미터의 일부는 센서의 잡음 특성을 통하여 선택된다. 가속도계와 각속도계의 추정치에서 센서 노이즈와 회로 노이즈를 제거하여 식(5)에서 계산되어진 추정치 \hat{x} 를 UAV에 적용한다.

2.6 칼만필터 성능

칼만필터의 성능을 분석하기 위하여 실제측정 환경을 고려한 가상의 신호데이터를 이용하여 자이로의 추정치를 추정하였다. 그림 6은 120초 동안 240 Sample을 했을 때 얻어진 위치에 대한 추정치와 추정치 그리고 상태변수를 나타낸다. 그림에서 보는 바와 같이 추정치에서 현저한 잡음 감소를 확인할 수 있다.

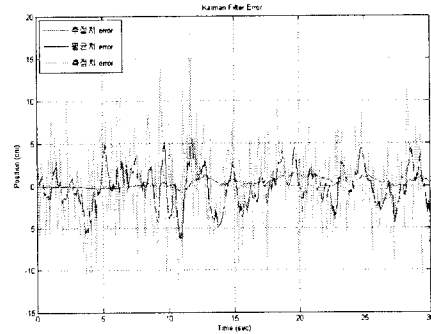


그림 6 칼만필터 성능

2.7 비행 실험

표 5는 비행 실험으로 제작된 UAV의 비행 동영상을 0.2초 단위로 찍어 한 사진이다. 비행 실험은 지상 20m상공에서 이루어 졌으며 정복에서 정남으로 이동 비행하였다. 실험 결과 안정적인 균형과 방향제어가 가능하였으며 초속 3~5m/sec이하의 바람에도 큰 영향을 받지 않았다.

3. 결 론

본 연구를 통하여 4개의 프로펠러로 비행하는 회전익기 형태의 소형 UAV를 제작하였다. 소형 BLDC를 사용하여 중량 600g의 중량과 200g의 추가 적재가 가능한 UAV로 무인 정찰이 가능하도록 설계하였다. 또한 안정적인 자세와 균형유지를 위해 3축 가속도계와 3축 각속도계를 탑재하여 독립적인 비행이 가능하도록 구현하였다. 비행 성능과 임의의 좌표 이동을 위해 정확한 위치정보를 제공하는 GPS 모듈을 사용하여 위치, 속도 및 방향을 결정하여 자율 비행이 가능하도록 설계하였다. 본 연구에서 다루어진 UAV의 구조와 이론적 배경을 통한 기술은 UAV의 균형 제어 및 비행성능 향상에 있어 크게 기여할 것으로 여겨진다.

감 사 의 글

본 연구는 국방과학연구소 지원으로 수행하는 국방무인화 기술특화연구센터사업의 일환 및 과학기술부 / 한국과학재단 우수연구센터육성사업의 지원으로 수행되었음 (차세대전력기술연구센터)

[참 고 문 헌]

- [1] Hundley, Richard O., Gritton, and Eugene C., "Future Technology-Dri ven Revolutions in Military Operations", RAND Corporation, Document N o. DB-110-ARPA, 1994.
- [2] 안준, "초소형 항공기(MAV)의 개발현황 및 전망", 한국우주공학학회지 제28권 제7호, pp.145-154, 2000년
- [3] 이기학, 김규홍, 이경태, "MAV/UAV 연구 개발에서의 제어이론즈수 공 기성학 응용과 방향", 한국항공우주공학학회지 제29권 제6호, pp.157-172, 200 1년
- [4] 김형철, 김강수, 노재준, 윤석준, "MAV(Micro Air Vehicle) 비행 시뮬레 이터의 설계", 한국시뮬레이션학회, 한국시뮬레이션학회 2003년 춘계학술대 회논문집, pp.49-54, 2003년
- [5] 박봉규, 안대성 "칼만필터를 이용한 무궁화위성 궤도 결정 성능 분석 연구", 한국우주공학학회지, 제18권 제8호, pp 98-108, 2000