

GPS 와 적외선 열 센서를 이용한 무인항공기 자동비행 시스템 개발

UAV Auto Pilot System Development with GPS & Infrared Heat sensor

최진원*, 문정호**, 박욱제***, 장재원***

Jin-Won Choi*, Jung-Ho Moon**, Wook-Je Park***, Jae-Won Chang***

요 약

적외선 열 센서와 GPS를 이용하여 무인항공기의 세로운동과 가로운동을 제어하는 알고리즘을 만들어 시뮬레이션을 수행하였다. 기본적으로 일정한 고도를 유지하면서 동시에 수평비행과 일정한 옆놀이 각으로 선회하는 비행을 제어하는 알고리즘을 작성하였다. 연구 결과 저가의 장치 구성으로서 가로운동에 대해서는 옆놀이 각을, 세로운동에 대해서는 기울기 각과 고도를 동시에 제어할 수 있는 제어기를 개발할 수 있었다.

Abstract

In this paper, we developed the algorithm to control longitudinal and lateral motion of UAV(Unmanned Aerial Vehicle) with Infrared heat sensors and GPS(Global Positioning System) receiver. UAV was controlled to be flown horizontally and also turned coordinately maintaining the constant altitude. Accomplishing the flight test of UAV several times, we were able to develop low price controller to control bank angle for lateral motion, and also pitch angle and altitude for longitudinal motion simultaneously.

Key words : Unmanned Aerial Vehicle, UAV(무인항공기), Infrared Heat Sensors(적외선 열 센서), Global Positioning System, GPS(범 지구 위치결정 시스템)

I. 서 론

현재의 무인항공기는 고성능화 되는 추세이고, 그에 따라 기술의 진보가 필요하게 되었으며, 이런 기술의 진보는 고가의 비용이라는 문제를 발생시켰다.

본 연구에서는 민간분야에서도 충분히 활용 가능하도록 저가의 항법장치와 자동 비행 장치의 개발을

위한 목적으로 연구를 수행하였다. 자세측정을 위한 일반적인 장치로는 자이로 센서와 가속도계를 이용하는 관성항법장치가 있다. 하지만 직접 개발하기에는 그 구성이 쉽지 않고, 구현 알고리즘 또한 매우 복잡하여 이를 대신할 저가이고 구현이 간단한 다른 장치에 대해 고려해본 결과 적외선 열 센서를 선택하게 되었다.

그 외에도 저 사양의 프로세서를 사용하여야 하

* 썬에어로시스 (SUN AEROSYS Co.,Ltd.)

** 대한항공 항공기술연구원 (Korean Air)

*** 한국항공우주연구원 소형기그룹 (Aircraft Division, Korea Aerospace Research Institute)

· 접수일자 : 2004년 10월 29일

므로 자동 비행 제어 알고리즘 또한 최소화하는데 주력하였다.

II. 본 론

2-1 자동 비행 제어 장치

자동 비행 제어 장치로는 Intel사의 MCS-96 Family 중의 하나인 16비트 임베디드 마이크로 컨트롤러인 80C196KC를 사용하였다. MCS-96은 MCS-51의 상위 버전으로, 간단한 시스템 제어에서는 MCS-51등이 사용되지만, 복잡하고 정밀한 연산이 필요한 경우나 PID 제어, 정밀한 A/D 변환된 데이터를 취급하는 경우에는 MCS-96을 사용하고 있다.

80C196KC의 일반적인 특징에는 외부데이터 버스 폭을 8비트와 16비트로 선택사용이 가능하며, 8비트 또는 10비트의 A/D 컨버터가 내장되어있으며, 3개의 PWM 출력이 가능하고, 인터럽트와 연계된 고속 입출력이 가능하다.미치는 특성을 나타내고 있다.

2-2 GPS 수신기

현재 여러 종류의 GPS가 개발 되어있으나, 가격, 신뢰성, 상용성 등의 기준으로 Trimble사의 Lassen SQ GPS Receiver를 선택하였다. 이는 저 전력 소비, 경량화 등이 특징으로 이동성 장비에 적합한 모델이다. 사양으로는 통신 프로토콜은 Trimble사에서 만든 고유의 형식인 TSIP(Trimble Standard Interface Protocol)와 선박과 같은 해양 장비 서로간의 통신을 위한 인터페이스인 NMEA(National Marine Electronic Association)를 지원하고 1Hz로 위치정보를 계산해 낸다.

본 논문에서는 ASCII 코드의 사용으로 상대적으로 간편한 장점이 있는 NMEA 프로토콜을 사용하였고, 실험에 필요한 최소의 메시지인 GGA(- GPS Fix Data)만을 사용하였다. NMEA 0183 의 GGA 메시지는 아래와 같은 구조로 되어있고, 각각의 변수의 정의는 표. 1에 정의 되어있다.[2]

\$GPGGA,hhmmss.ss,llll.lll,a,nnnnn.nnn,b,t,uu,v,v,w.w,M,x.x,M,y.y,zzzz*hh <CR><LF>

표 1. GGA - GPS 출력 자료형

Table 1. GGA - GPS Fix Data Message Parameter

Field #	Description
hhmmss.ss	UTC of Position
llll.lll,a	Latitude, N(North) or S(South)
nnnnn.nnn,b	Longitude, E(East) or W(West)
t	GPS Quality Indicator: 0 = No GPS, 1 = GPS, 2 = DGPS
uu	Number of Satellite in Use
v.v	Horizontal Dilution of Precision (HDOP)
w.w,M	Antenna Altitude in Meters, M = meters
x.x,M	Geoidal Separation in Meters, M = meters. Geoidal separation is the difference between the WGS-84 earth ellipsoid and mean-sea-level
y.y	Ageof Differential GPS Data. Time in seconds since the last Type 1 or 9 Update
zzzz	Differential Reference Station ID (0000 to 1023)
hh	Checksum
<CR>	Carriage return
<LF>	Line feed

2-3 적외선 열 센서

파장이 가시광선보다 길고 전파보다 짧은 전자파의 일종으로 물체가 방사하고 있는 각종 적외선을 검출하는 장치를 적외선 센서라고 한다. 적외선 센서는 동작원리에 따라 열형과 광자형으로 분류되는데, 열형은 적외선을 일단 열로 변환하고 저항 변화나 기전력 등의 형태로 출력을 하는 형태를 말하고, 광자형은 반도체의 이동간 에너지 흡수차를 이용한 광전도 효과 등에 의한 광기전 효과를 이용하는 형태를 말한다.

광자형은 이론에 가까운 감도와 빠른 응답속도 그리고 반도체 제조기술을 적용할 수 있는 장점을

가지고 있지만, 소자가 충분한 감도를 가지기 위해서는 극저온의 냉각이 필수적이다. 또한 파장에 따른 감도 변화가 문제를 갖고 있기 때문에 우수한 성능에도 불구하고 널리 사용되지 않고 있다. 반면에 열형 적외선 센서는 광자형에 비해 감도가 떨어지고 응답속도가 느리지만 상온에서 동작하므로 극저온의 냉각이 필요 없으며, 파장 의존성이 없는 장점 때문에 많이 사용되고 있다.

2-4 장비체계

무인항공기의 장비체계는 크게 항공기 내부 시스템과 외부 시스템으로 나뉘며, 그림 1.은 주로 내부 시스템을 보여주고 있다.

자동 비행 제어 시스템은 GPS 수신기로부터 위치정보를 RS232C 방식으로 수신하여 위치를 계산하고, 원하는 자세에 대한 신호를 적외선 열 센서 마운트를 움직이는 서보 모터로 보내게 된다. 다시 자동 비행 제어 장치는 A/D 변환기를 사용하여 적외선 열 센서로부터 신호를 받아 계산을 통해서 조종면을 직접 제어하게 된다.

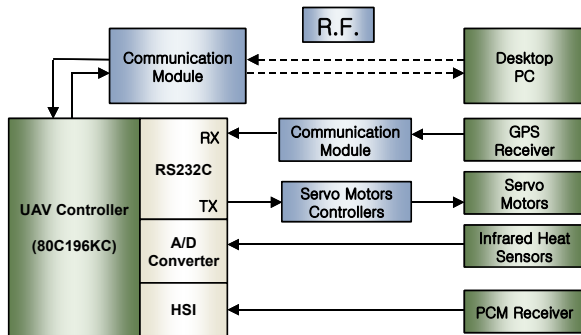


그림. 1 무인기 장비 체계
Fig. 1. Equipment System of UAV

2-5 적외선 열 센서를 이용한 자세제어의 원리

본 논문에서 사용된 적외선 센서는 열형으로, 일반적인 시각센서를 이용하는 원리와 같지만, 시각 센서는 빛을 이용하기 때문에 시간과 날씨에 영향을 크게 받는 반면 열을 이용하므로 어느 정도 시간과

날씨에 영향을 받기는 하지만, 사용상에 제약을 받지 않는 장점을 가지고 있다.

지금까지 이러한 적외선 열 센서는 무선 조종 비행기에 단순히 수평비행을 돕기 위한 보조 센서로 사용되었지만 자세제어를 하기 위해 새로운 메커니즘을 추가하고 개조하였다. 적외선 열 센서로 자세를 제어하는 원리는 다음과 같다.

서로 등지고 있는 한 쌍의 센서에서 감지되는 열의 차이를 이용하여 자세 제어를 한다. 이는 ‘대기의 온도는 지평선(육지)의 온도 보다 항상 낮다’는 이론을 이용한 것으로 항공기에 장착된 센서는 자세의 변위를 온도의 변화로 인식하여 자세를 제어하게 된다. 다시 말해서 항공기의 자세가 변하면 센서가 대기과 지평선을 바라보는 각도가 변하게 되고 이는 센서에서 감지한 온도의 차이로 나타내는데, 이를 자세제어에 이용하게 되는 것이다. 하지만 실질적인 피치각을 측정하기는 외적인 변수가 많이 작용하므로 힘이 들지만 좌,우,앞,뒤의 적외선 양을 기준으로 수평비행은 충분히 가능하다.

제어 알고리즘 대해서 방법론적으로 설명하면 일반적인 항공기의 자세제어에서는 현재의 자세를 판단하여 도달하고자 하는 자세와의 차이를 피드백하여 제어하게 되지만, 적외선 열 센서를 이용한 경우 그림 2에 나타난 것처럼 원하는 자세로 적외선 열 센서를 기울이고 좌, 우 센서를 기준으로 센서의 오차를 조종면의 변위로 출력하여 수평을 유지하도록 제어하며 항공기는 상대적으로 센서를 기울인 방향과 반대방향으로 원하는 자세에 도달하도록 한다. 이는 적외선 센서가 관성의 영향을 받지 않기 때문에 가능하며, 이러한 틸팅메커니즘(Tilting Mechanism)의 개발은 제어 알고리즘을 매우 간단하게 하는데 큰 역할을 하였다.

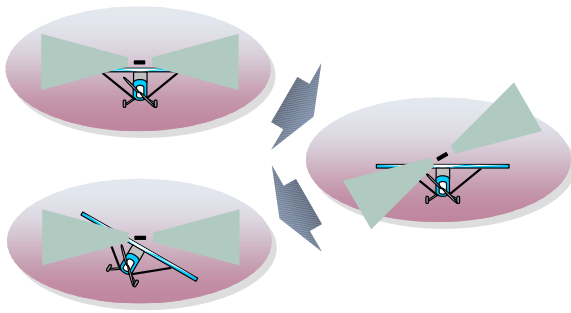


그림. 2 적외선 열센서를 이용한 알고리즘
Fig. 2. Algorithm Used to Infrared Heat sensors

2-6 무인항공기의 자세제어

무인항공기의 자동 비행 임무를 수행하기 위해 세로운동으로 고도 고정 모드와 가로운동으로 옆놀이 각 고정 모드로 나누어 일정한 고도를 유지하면서 수평 또는 옆놀이 각이 일정한 선회 비행을 수행할 수 있도록 알고리즘을 구성하였다.

2-6-1 고도 고정 모드

일반적인 고도 제어 알고리즘의 경우 θ -loop에 washout filter를 포함하는데, 이는 level-flight에서 실제 키높이 각이 아닌 것에 반해 기준 고도에 도달하면 θ_{ref} 가 영이 되도록 하기 때문이다. 하지만 키높이 각이 영이 되거나 영에 가까워 질 때 washout filter를 통과한 값은 매우 작아져 더 이상 키높이 각을 영으로 만들려 하지 않게 된다. [3]

본 논문에서는 이를 최소화하여 θ -loop에 washout filter와 각속도 제어 루프 등을 제거하여 알고리즘을 최소화하였다. 그림 3은 일반적인 경우의 고도 고정 모드와 실제 적용된 알고리즘의 차이를 보여주며, 대략 50%정도 알고리즘이 간단해 진 것을 볼 수 있다. [4]

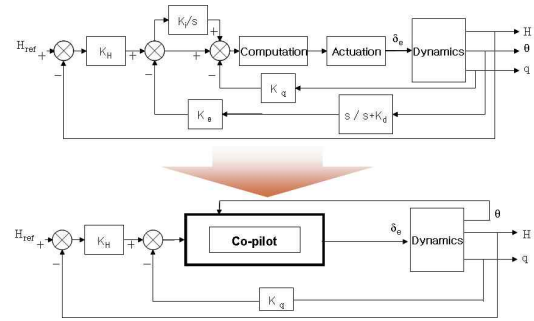


그림. 3 고도 고정 모드의 블록다이어그램
Fig. 3. Block-Diagram of the Altitude Hold Mode [3]

2-6-2 옆놀이 각 고정 모드

옆놀이 각 고정 모드는 가로방향의 자동 비행에서 가장 기본이 되는 모드이다. 다른 가로운동의 자동 비행 모드의 내부 회로로 사용되며, 독립적으로도 사용이 가능하다. 기준 옆놀이 각과 실제 값의 차이는 옆놀이 각이 비례·적분 제어를 통해 도움날개의 피드백을 발생시킨다.

그림 4의 블록선도는 옆놀이 각 고정 자동 비행에 관련된 것이다. 옆놀이 각 제어의 경우 방향키와도 관련이 있는 것을 볼 수 있다. 이는 옆 미끄러짐과 adverse yaw를 막기 위함이다. [3] 본 논문에서는 제어기의 성능을 고려하여 실제 적용 시에는 위의 요소를 생략하고, 도움날개만을 사용하고 옆놀이 각을 측정하지 않고 FCC로부터 지시만 받도록 하여 그림과 같이 알고리즘을 최소화 하였다. 지시 받은 옆놀이각은 틸팅 메카니즘에 의해 적외선 모듈을 기울이고 그 반대방향으로 선회를 하게 되는 것이다.

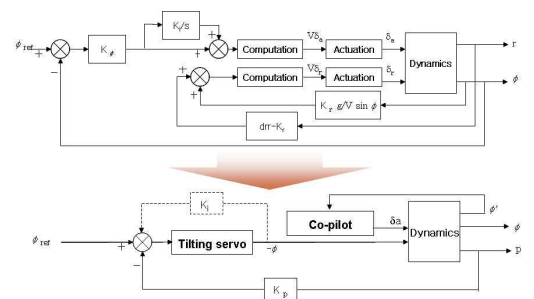


그림. 4 옆놀이각 고정 모드의 블록다이어그램
Fig. 4. Block-Diagram of the Roll Angle Hold Mode [3]

2-7 자동 비행 시뮬레이션 수행

2-7-1 시뮬레이션을 위한 프로그램

Visual C++과 OpenGL을 이용하여 무인 항공기의 자동 비행 알고리즘을 수행 및 평가할 수 있는 자동 비행 시뮬레이션 프로그램을 개발하였다.

비행기의 6자유도 비선형 모델을 사용하여 무인 항공기의 운동방정식을 구성하였으며, 자동 비행 시뮬레이션을 위한 항공기 모델(Super Stunts 60)의 사진은 그림 5와 같다.



그림 5. 시험 대상 항공기 재원
Fig. 5. Target Aerial Vehicle & Specification Used to Test

그림 6은 시뮬레이션 프로그램 실행시 보여지는 화면이며 다음의 4개의 창으로 구성되어 있다.

1. 비행기의 위치 및 자세를 보여주는 창
2. 시뮬레이션 결과를 수치로 보여주는 창
3. 컴퓨터 그래픽으로 구현한 계기판
4. 3차원 그래픽으로 표현되는 자세지시계



그림 6. 시뮬레이션 실행 화면
Fig. 6. Simulation Monitoring

2-7-2 자동 비행 시뮬레이션 수행 결과

적외선 열 센서를 이용한 자동 비행 알고리즘이 제대로 작동하는지 알아보기 위하여 시뮬레이션을 수행하였으며, 자동 비행 순서는 다음과 같다

1. P (20m, 180m) 의 좌표를 향해 진행
2. P (20, 180) 좌표 도달시 P 좌표에서 선회반경 약 100m 로 360도의 선회비행을 수행.

그림 7은 자동 비행 시뮬레이션 결과이다.

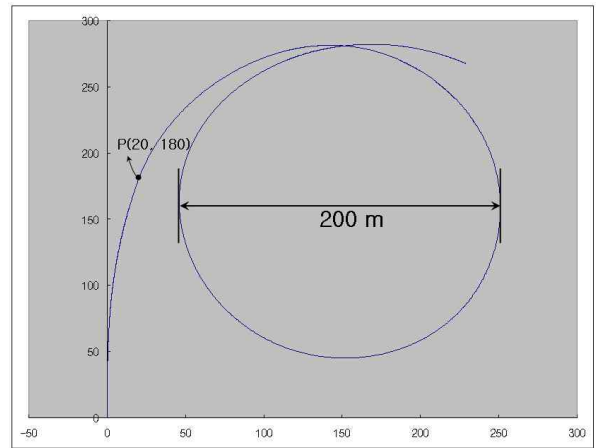


그림 7. 시뮬레이션 수행 결과
Fig. 7. Result of Simulation

O(0, 0) 좌표에서 자동 비행을 시작하면 P(20, 180) 좌표 까지 GPS로부터 받은 현재 위치에 따라 열적외선 센서를 -15도에서 +15도를 기울여 줌으로써 P 좌표에 도달하게 된다. P 좌표에 도달한 후 열적외선 센서를 기울여 선회를 시작 하였으며, 선회 중 GPS 의 신호를 받아들여 현재 위치에 따라 -45도에서 -15도의 선회각을 알맞게 주도록 설계되어 있다. 시뮬레이션은 수차례에 걸쳐 수행하였으며, 항상 같은 결과를 나타내었다.

위의 결과로 알 수 있듯이 비행시험에 사용된 장치와 알고리즘만으로도 만족할 만한 정도의 결과를 얻을 수 있었다.

2-8 비행시험 결과

시뮬레이션 결과를 바탕으로 실제 무인항공기에 장비를 장착하여 비행시험을 수행하였다.

그림 7에서 보는 바와 같이 시뮬레이션의 결과와 비교했을 때 만족할 만한 성능을 보여주었다.

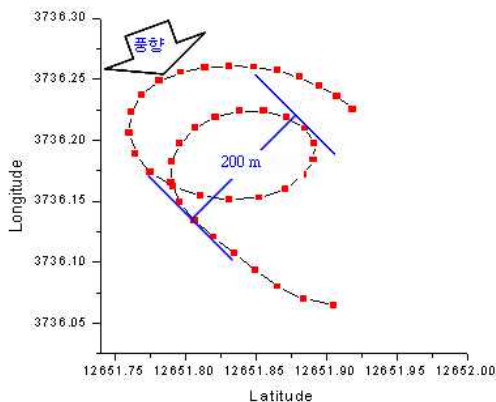


그림 7. 비행시험 결과

Fig. 7. The result of flight test

III. 결 론

본 논문에서는 무인항공기의 자동비행을 실현하기 위해 수평비행과 선회비행 그리고 고도제어를 가능하게 하기 위한 자동 비행 제어 장치를 개발하였다. 그 결과 간단한 알고리즘과 저가의 장치들로 구성된 제어기를 개발하여 필요한 제어를 동시에 수행할 수 있었다. 따라서 민간용의 저가형 무인항공기 시스템 개발에 대한 가능성을 보여주었으며, 추후 실제 시험비행을 통하여 실험에 사용된 장치를 심분 활용하면 더욱 경량화 되고, 고성능화된 시스템을 개발하는데 문제가 없을 것이라 생각된다.

참 고 문 헌

[1] Averil B. Chatfield, "Fundamental of High Accuracy Inertial Navigation" Progress in Astronautics and Aeronautics, Inc., Virginia, 1997, pp.15-55

[2] TrimbleTM, "Lassen SQ GPS Receiver System Designer Reference Manual", TrimbleTM, P/N 47838-00 Revision A, June, 2002, pp.137-152

[3] M. O. Rauw, "FDC1.2 A Simulink Toolbox for Flight Dynamics and Control Analysis", Feb. 1988, pp.169-187

[4] Frederick F. Ling, "Modern Inertion Technology - Navigation, Guidance and Control" 2nd Ed. Springer, The University of Texas at Austin, 1998, pp.169-223

[5] 이현용, 황명신, 박욱제, 문정호, "적외선 열 센서를 이용한 무인항공기 자세 제어기 개발", 한국항공우주학회 춘계학술발표회, 2004, pp.348-351

[7] 김국재, "비행기 성능평가를 위한 비행 시뮬레이터 설계에 관한 연구", 석사학위논문, 한국항공대학교 대학원, 2002



최진원(崔晋原)

1999년 3월 : 항공대학교 항공기계 공학과(공학사)

2003년 3월 : 항공대학교 항공우주 및 기계학과 (공학석사)

2005년 3월~현재 : 썬에어로시스



문정호(文禎浩)

1999년 3월 : 항공대학교 항공기계 공학과(공학사)

2003년 3월 : 항공대학교 항공우주 및 기계학과 (공학석사)

2005년 3월~현재 : 대한항공 항공기술연구원



박욱제(朴郁濟)

1989년 3월 : 항공대학교 항공기계 공학과(공학사)

1996년 3월 : 항공대학교 항공공학과(공학석사)

1999년 3월 : 항공대학교 항공공학과(박사박사)

2004년 2월~현재 : 한국항공우주연구원

관심분야 : Flight Test, DSP & Controller, Embedded System, Realtime Kernel



장재원(張在元)

1999년 6월 : DeVry Uni. 전자공학과(공학사)

2003년 2월 : 충남대학교 전자공학과(공학석사)

2003년 4월~현재 : 한국항공우주연구원(연구원)

관심분야 : 항공전기/전자, GPS, 의사위성, DSP