

이중 관성 측정 장치를 활용한 무인 항공기 제어

박세일* · 장종욱**

*동의대학교 컴퓨터공학과

Dual inertial measurement unit using Drone Control

Se-il Park* · Jong-wook Jang**

*Department computer engineering of Dong-Eui University

E-mail : zizidec@naver.com, Jwjang@deu.ac.kr

요 약

무인 항공기는 공중을 비행한다는 특성에 따라 추락할 경우 항공기뿐만 아니라 인명 및 재산피해를 동반할 가능성이 발생한다는 점에서 어떠한 환경에서도 정확한 제어가 가능한 하드웨어의 높은 신뢰성이 요구된다.

현재 무인 항공기 제어의 핵심은 비행 간 여러 외부 환경 변화 속에서도 기체의 중심을 잡아 불안정한 비행 및 추락을 방지하는 것이다. 본 연구는 무인항공기의 안정적인 비행을 돕는 하나의 관성 측정 장치를 이용한 기체의 중심을 잡는 기존 방식을 보완하여, 한 방향으로 장착되는 관성 측정 장치를 역방향으로 장착하여, 두 개의 관성 측정 장치의 무인 항공기 기체가 가지는 가속도 3축, 자이로 3축에 대한 총 여섯 가지 센서 값을 이중으로 처리하는 시스템을 설계하여 무인 항공기의 주 추락 원인 중 하나인 관성 측정 장치의 고장이나 전달되는 값의 오류로 인한 추락을 미연에 방지한다.

ABSTRACT

Drone is demanding more than detaile hardware and software systems because Drone have characteristic flying. If Drone is a plane crash. they have risk of personal injury and property damage.

now Drone control core system is preventing a plane crash and flight unsafe flying. The key is to help flying to convert for various external environment.

This research prevent a plane crash that system planning to treat six-senser-figure doubly is IMU trouble or a trouble caused by a passing parameters and IMU install to help stability in flying

키워드

Drone, Double IMU, Stability, Control

I. 서 론

최근 무인 항공기에 대한 관심이 늘어남에 따라 군사, 산업, 민간 서비스 등 다양한 분야에 응용되어 관련된 연구가 이루어지고 있다. 그러나 무인 항공기는 비행체의 특성인 추락의 위험성을 가지고 있으며, 특히 원격 및 자율로 수행하는 점에 있어서 사고 위험성 또한 배가되고 있다.[1].

무인 항공기의 사고는 해마다 증가하는 추세로서 조종사 과실, 기체 결함, 통신 장애가 주된 원

인으로 알려져 있다.[2]. 무인항공기 비행간 조종사 과실, 통신 장애는 외부적 사고 요인으로, 기체 결함은 내부적 사고 요인으로 분류 할 수 있다.

본 논문은 무인 항공기 추락 내부적 사고 요인인 기체 결함 중 하나로서 기존 무인 항공기의 기체 균형을 잡아 추락 방지와 제어의 핵심인 관성 측정 장치를 단일이 아닌 이중으로 장착 및 활용하여 기존의 무인항공기에서 기체가 가지는 직선 3축, 곡선 3축에 대한 여섯 가지 값을 이중으로 사용하고 총 열두 가지의 값을 입력 및 처

리하여 관성 측정 장치의 고장 및 시스템과의 통신 불량에 대한 무인항공기의 여러 문제 상황에 유연하게 대처할 수 있는 시스템을 설계하고자 하였고, 무인항공기의 추락과 사고를 미연에 방지하는 시스템을 제안하고자 한다.[3].

II. 이중 관성 측정 장치의 구성

관성 측정 장치 즉 IMU(Inertial Measurement Unit)는 무인항공기에 장착되어 기체의 직선 3축(X_Accel, Y_Accel, Z_Accel)과 곡선 3축(X_Gyro, Y_Gyro, Z_Gyro)의 값이 아날로그 형태의 값으로 표현이 되며, Analog-Digital Converter를 거쳐 시스템에 전달이 된다.[4].

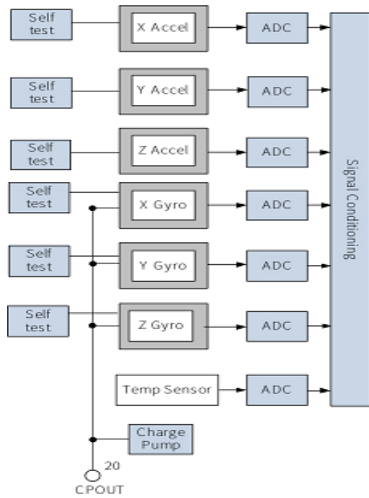


그림 1. IMU Block_Diagram

기체 정면을 기준으로 시스템은 기체의 좌우 기울어짐의 정도를 X_Accel(Roll), 전후 기울어짐의 정도를 Y_Accel(Pitch), 수평 회전 정도를 Z_Accel(Yaw)로 받아들이며, X_Accel 축 중심으로 돌면 X_Gyro, Y_Accel 축 중심으로 돌면 Y_Gyro, Z_Accel 축 중심으로 돌면 Z_Gyro 값을 받아 들여 기체의 균형 상태를 파악하게 된다.[5].

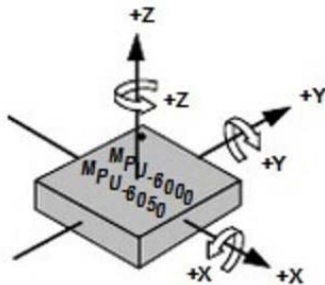


그림 2. IMU 기능

이러한 관성 측정 장치의 원리를 이용하여 두 개의 관성 측정 장치를 Z축 기준으로 역으로 위

치하도록 아래 그림과 같이 구성하여 무인 항공기에 장착하면 시스템은 기체에 대한 직선 3축을 두 관성 측정 장치로부터 공통된 Z_Accel의 값과 정 방향 X_Accel, Y_Accel의 값을 받고 역 방향 X'_Accel, Y'_Accel의 값을 받게 되며, 곡선 3축으로는 공통된 Z_Gyro의 값과 정 방향 X_Gyro, Y_Gyro와 역 방향 X'_Gyro, Y'_Gyro의 값을 받게 된다.

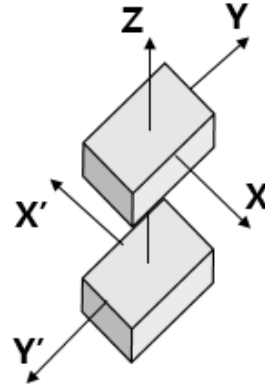


그림 3. Double IMU 구상도

관성 측정 장치를 역 방향으로 구성하였기 때문에 X_Accel과 X'_Accel, Y_Accel과 Y'_Accel은 서로 반대의 값을 가지게 되며, 기체의 회전시의 X_Gyro와 X'_Gyro, Y_Gyro와 Y'_Gyro의 값 또한 서로 반대의 값을 가지게 된다.

AcX_1 = -15864	AcY_1 = 1184	AcZ_1 = -2912	Tmp_1 = 30
AcX_2 = 16736	AcY_2 = -1136	AcZ_2 = 40	Tmp_2 = 30.88
AcX_SUM = 872	AcY_SUM = 48	AcZ_SUM = -2872	Tmp_SUM =

그림 4. Double IMU Test value

역 방향으로 구성된 이중 관성 측정 장치의 테스트 결과 값은 장치의 완벽한 수평 장착 여부에 따라 오차가 있지만 두 장치의 X축과 Y축의 합은 0에 수렴한다는 특징을 가지게 된다.[6].

III. 이중 관성 측정 장치 활용 방안

본 연구의 무인 항공기 시스템은 두 개의 관성 측정 장치 중 기체 기준 정 방향에 위치한 관성 측정 장치의 측정 값 기준으로 기체의 균형을 잡으며, 역 방향에 위치한 관성 측정 장치의 측정 값은 일반적인 비행 간 기체의 움직임에 관여하지 않고 현재 비행에 사용되는 정 방향의 관성 측정 장치의 값과 합하여 저장되며, 합한 값은 비행 간 두 장치의 센서 값이 반대인 까닭에 오차

범위 포함 0에 수렴하는 특징을 이용한다.

두 관성 측정 장치의 직선 X, X' 축과 Y, Y' 축, 곡선 X, X' 과 Y, Y' 각 축의 합이 0에 수렴하지 않거나, 같은 기준 축을 사용하는 직선 Z 축과 곡선 Z축의 증감, 감소 값의 오차를 기준으로 하여 무인 항공기 비행 간의 관성 측정 장치의 고장이나 시스템으로의 전달 값의 오류가 지속되는 상황을 판별 할 수 있게 된다.

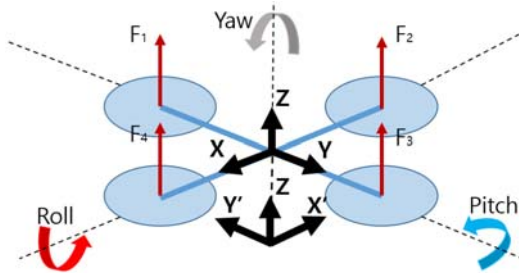


그림 5. Double IMU Drone Design

그림[6]은 무인 항공기의 비행 간 위 알고리즘과 같이 조종사가 기체의 이상을 감지하면 시스템을 통하여 이중 관성 측정 장치의 값을 토대로 장치의 이상 유무를 판별 후 대체 운행 및 비상 착륙 과정을 거쳐 무인 항공기의 사고를 방지한다.

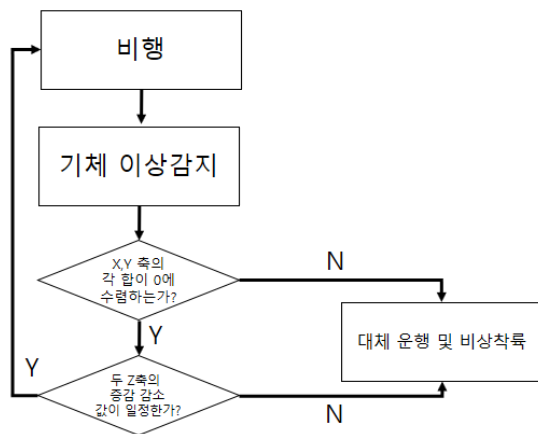


그림 6. Double IMU Algorithm

대체 운행 및 비상 착륙은 정 방향 장착 관성 측정 장치의 고장일 경우 역 방향 장착 관성 측정 장치로 그 기능을 대체하는 것으로 비행 전 역 방향 장착 관성 측정 장치 기준의 PID 제어를 통하여 장치의 직선 X', Y' 축과 곡선 X', Y' 축의 값에 대하여 양수일 경우에는 음수로, 음수일 경우에는 양수로 표현하여 역 방향 장착 관성 측정 장치로 대체 운행 및 비상 착륙이 가능하게 한다.[7].

IV. 결 론

본 논문에서는 기존 하나의 관성 측정 장치로 비행하는 무인 항공기에서 장치의 고장 및 시스템으로 전달하는 값의 오류로 인한 추락 및 사고를 위험성을 조종사에게 알려주기 위하여 역 방향으로 구성된 이중 관성 측정 장치를 이용한 시스템을 제안하였다.

Z축을 기준으로 직선과 곡선의 X축과 Y축을 역으로 구성된 이중 관성 측정 장치는 큰 오차 없이 0에 가까운 값을 얻어 장치의 이상 유무를 확인하였다.

본 논문의 제안방안은 관성 측정 장치의 문제로 발생하는 무인 항공기의 추락 및 사고를 미리 예방하여 무인 항공기에 대한 신뢰성과 안전성을 높이는데 기여를 할 수 있을 것으로 예상된다.

이 논문(저서·전시·발표)은 2016학년도 동의대학교 연구년 지원에 의하여 연구되었음

참고문헌

[1] “이현수”. (2016.6). 무인항공기 민간활용에 따른 안전규제의 쟁점. 행정법연구, (45), 81-103.

[2] “Craig Whitlock”, 「WHEN DRONES FALL FROM SKY」, THE Washington Post, June 20,2014.

[3] “양현수, 이동준”. (2016.1). 드론 비행 제어 및 상태추정 기초. 한국통신학회지(정보와통신), 33(2), 86-92.

[4] “송기훈”. (2015.06). 안전하고 직관적으로 제어 가능한 드론 개발. 한국정보과학회 학술발표논문집,1817-1819.

[5] “Ihnseok Rhee, Sangook Cho, Sanghyuk Park, Keeyoung Choi”. (2012.12). Autopilot Design for a Target Drone using Rate Gyros and GPS. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 13(4), 468-473.

[6] “강진구, 김재진”. (2011.1). IMU를 이용한 2휠 벨런싱 로봇의 수평 주행에 관한 연구. 한국컴퓨터정보학회 학술발표논문집, 19(1), 279-280.

[7] “노은희, 권경주, 김민규, 이원빈, 고윤석”. (2014.6). PID 제어 시스템을 기반으로 한 쿼드콥터 제작에 대한 연구. 한국전자통신학회 학술대회지, 8(1), 278-282.