

소형 쿼드로터 드론 개발을 위한 6 자유도 운동 실험 장치

진재현^{1,†} · 조진희¹

¹순천대학교 우주항공공학전공

A Test Bench with Six Degrees of Freedom of Motion For Development of Small Quadrotor Drones

Jaehyun Jin^{1,†} and Jin-Hee Jo¹

¹Division of Aerospace Engineering, Suncheon National University

Abstract

A new test bench for small multi-rotor type drones has been developed. Six degrees of freedom (DOF) motion is possible due to a ball bushing, wheels, and rotating plates. An FPGA (field programmable gate array) based controller, that supports realtime parallel processing, is used to measure attitude with an accelerometer and a gyro to adjust motor speed. Several tests were performed to check the operational properties of the test bench and the controller. The results show that this test bench is proper for verifying controllers and the control methods of small multi-rotor drones.

초 록

소형 다중로터 드론의 동작 실험을 위하여 개발한 장치를 소개한다. 개발한 장치는, 볼 부싱 메카니즘, 이동형 지지대, 그리고 회전판을 적용하여 6자유도 운동이 가능하다. 병렬 처리가 가능한 FPGA기반의 제어기를 사용하여, 가속도와 자이로 센서로 부터 자세를 측정하고 모터 속도를 제어하였다. 다양한 동작을 수행하면서 실험 장치와 제어기의 동작성을 확인하였다. 결론적으로, 개발한 6자유도 실험 장치는 소형 드론 제어를 위한 제어기의 성능 검증을 위해 적합하다.

Key Words : Drone Test Bench(드론 실험 장치), Ball Bushing Mechanism(볼 부싱 기구), Six DOF Motion(6자유도 운동), FPGA Controller(FPGA 제어기)

1. 서 론

최근 드론에 대한 관심이 높아지면서, 여러 분야에서 다양한 목적으로 드론 개발에 대한 수요도 늘어나고 있다. 이를 위하여 신속한 개발이 필요하지만, 한편으로는 드론의 안전성 검증에 대한 요구도 증가하고 있다. 이러한 목적을 위하여, 일반적으로 시스템을 개발할 때는 적합한 실험 장치를 사용하여, 성능과 함께 안전성에 대한 실험을 병행한다.

드론 연구팀들은 다양한 실험 장치와 시설을 사용하고 있는데, 가장 간단한 것은 1자유도 회전 제어 실험 [1-5]을 위한 것부터, 6자유도로 자유롭게 비행할 수 있는 안전시설도 있다[6]. 그러나 간단한 장치는 축별 간섭효과와 다양한 운동특성 분석을 어렵게 하며, 안전시설인 경우에는 구축비용이 많이 들고 초기단계에서는 적합하지 않다. 그래서 3~6 자유도 장치에 대한 것들도 많이 활용하고 있으며[7-10], 줄(string)이나 막대(bar)를 이용하여 운동의 범위를 제한하는 6자유도 장치가[11,12] 사용되기도 한다.

본 연구팀에서는 6자유도 실험 장치에 대한 필요성을 파악하여, 6자유도 장치를 설계, 제작, 실험 하였으

며, 여기에서 그 결과를 소개한다. 3자유도 병진운동을 위해서 로터리 볼부쉬 구조와 더불어 바퀴를 장착하였으며, 3자유도 회전운동을 위하여 2개의 분리된 판(plate)을 베어링으로 지지하였다. 병진(translation) 이동은 바퀴에 의하여 제한 없이 움직일 수 있어서, 줄 등에 대한 반력[11]은 없다.

이러한 구조는 마찰에 의하여 실제와는 다를 수 있지만, 운동성이 확보되기 때문에 6자유도 운동을 분석하는데 큰 도움이 된다. 한편으로는, 가상의 형상구조물에 의해서 공기 저항이 실제보다 더 크다고 생각할 수 있는데, 공기 저항은 자세 안정성에 긍정적인 영향을 미친다. 그래서 본 장치에서 자세 제어가 불안정한 현상이 나타난다면, 실제 비행에서는 더 불안정해질 가능성이 높기 때문에, 이 장치는 실제 비행 전에 실험하는데도 활용이 가능하다.

자세제어를 위해서는 FPGA(Field Programmable Gate Array) 기술을 채택한 NI(National Instrument)의 myRIO를 이용하여 제어기를 구성하였다. 이를 기반으로 전체 시스템에 대한 다양한 실험을 수행하여, 장치의 동작을 검증하였다. 2절에서는 장치에 대한 구조적인 설명, 3절에서는 제어 시스템에 대한 설명, 4절에서는 통합 실험한 결과, 그리고 5절에서 결론을 제시한다.

2. 실험 장치 설계 및 제작

2.1 형상 설계

수직 이동하는 모듈의 무게는 프로펠러의 추력으로 감당할 수 있도록 무게를 점검하면서 설계를 진행하였다. 3자유도 병진운동을 위해서 로터리 볼부쉬 메커니즘(Fig. 1 참고)과 함께 바퀴를 장착한 지지대를 설계하였다.



Fig. 1 Rotary ball bushing

볼부쉬 모듈이 가이드 축을 중심으로 회전하기 때문에, 1자유도의 회전운동이 생긴다. 나머지 2자유도 회전운동을 위해서 Fig. 2와 같이 3개의 판(plate)을 설계하였다.

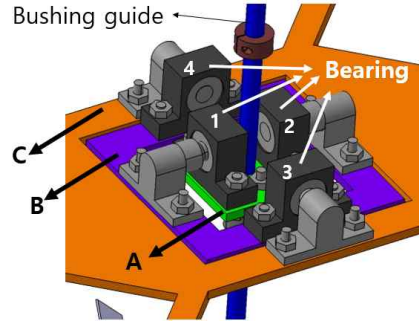


Fig. 2 Rotating plates

맨 안쪽 A판은 볼부쉬와 결합하기 위한 것이고, 중간 B판은 베어링(1,2)과 결합하여 한 축 회전을 담당하고, C판은 베어링(3,4)와 함께 다른 한 축을 담당한다. C판에는 arm을 결합하여 모터를 지지하게 된다.

2.2 제작 실물

무게와 강성을 고려하여, 상용품(베어링, 볼부쉬, 슬라이딩 가이드 등)을 제외하고 모두 알루미늄으로 제작하였다. Fig. 3은 회전 모듈의 모습이다. 이 모듈은 가이드를 따라 수직으로 1m정도 움직일 수 있는데, 가이드를 더 길게 하면, 탄성효과에 의하여 심하게 흔들리는 현상이 발생한다.

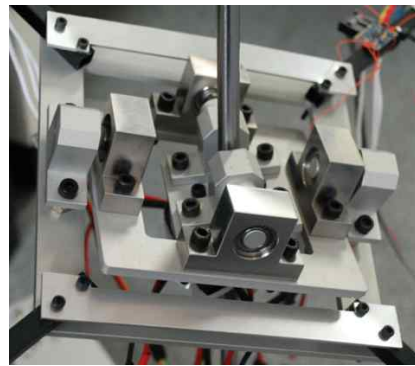


Fig. 3 Assembled rotating module

Figure 4는 전체 형상인데, 바퀴로 지지되어 있어서

병진(translation) 이동이 가능하다. 배터리는 함께 이동하지만, 제어 시스템인 myRIO는 외부에 두고 유선으로, 센서 신호를 받고 ESC(Electronic Speed Controls)에 명령을 보낸다. 제어기는 장착이 가능하지만 파손을 염려한 조치이다. Table 1에는 장치의 기계학적 특성을 정리하였다.

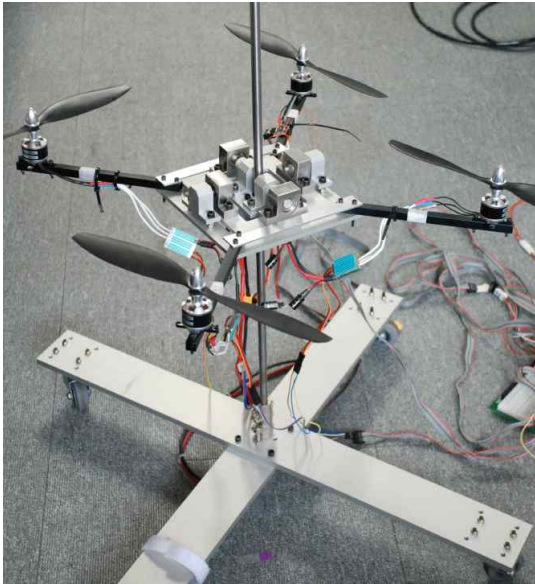


Fig. 4 Configuration of 6DOF test bench

Table 1 Mechanical properties of the test bench

Module	Numbers	Mass(g)
Rotating module	1	2000
Motor/prop./ESC	4	105 × 4 = 420
Support & battery	1	4600
Total		7020
Rotating module		
Roll/ pitch/ yaw	Limit: ±30 / ±35 / ±180 [degree]	
I _x / I _y / I _z	0.025 / 0.025 / 0.047 [kg·m ²]	

3. 제어시스템 개발

3.1 제어시스템 구성

전체 시스템의 구성도는 Fig. 5와 같이, 제어기(myRIO), 센서, 모터 모듈로 구성되어 있다. myRIO는 조종 입력과 회전 모듈에 장착된 센서(IMU)의 값을

읽어 비교하고 적절한 PWM 출력을 ESC로 보내어 프로펠러의 속도를 조절함으로써, 쿼드콥터의 자세를 제어한다. 제어기는 PID 방식을 적용하였고, 상보필터(Complementary Filter)를 이용하여 자이로와 가속도 센서 신호로부터 기울기를 추정하였다[13,14]. Table 2에는 제어 시스템의 사양을 정리하였다.

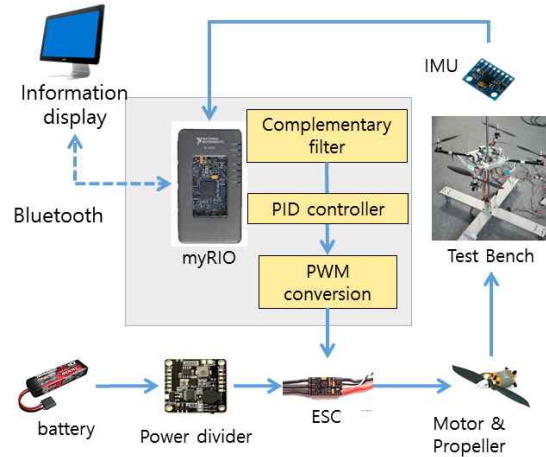


Fig. 5 Control system of 6DOF test bench

Table 2 Control system specification

Module	Model	Specification
Control syst.	NI myRIO	clock: 1 Mhz
Barometer	BMP085	0.25~0.5m res.
Accelerometer	MPU-6050	± 2g, 16 bit res.
Gyro		± 250 °/s, 16 bit res.
Program	LabVIEW	control & monitoring

제어시스템은 FPGA 기반으로 동작하는 myRIO를 채택하였는데(Fig. 6), 다양한 수학적함수(sin, cos 등) 처리는 마이크로 보다 더 어렵지만, 빠른 처리속도, 병렬 처리, 그리고 쉬운 real-time 구현의 장점이 있다.



Fig. 6 Main controller - myRIO

3.2 제어 프로그램 개발

Figure 2에서 맨 외부인 C판이 드론의 프레임에 해당된다. 이 C판에 가속도와 자이로 센서를 장착하고 이를 통하여 자세를 측정하고 이 자세를 제어한다.

자세 제어를 위하여 선형화된 시스템 운동방정식은 다음과 같다.

$$\dot{p}_i = v_i, \quad \dot{v}_i = \frac{1}{m_i} \Delta F_i \quad (i = 1,2,3) \quad (1)$$

$$\dot{E}_i = \omega_i, \quad \dot{\omega}_i = \frac{1}{I_i} \Delta M_i \quad (i = 1,2,3) \quad (2)$$

여기서 위치를 의미하는 p_i 는 $p_1 = x, p_2 = y, p_3 = z$ 이고, 오일러 각도를 의미하는 E_i 는 $E_1 = \phi(\text{roll}), E_2 = \theta(\text{pitch}), E_3 = \psi(\text{yaw})$ 이다. 모든 상태변수는 제자리비행 상태(평형상태)를 기준으로 변동된(perturbed) 값이다. 질량 파라미터는 $m_3 = m_r, m_1 = m_2 = m_r + m_s$ 인데, m_r 은 회전 모듈의 질량이고 m_s 는 지지대의 질량이다. 전후좌우 이동은 지지대도 함께 움직인다. 질량 관성모멘트는 각각 I_x, I_y, I_z 이다. 쿼드콥터의 경우 4개의 프로펠러 추력으로 ΔF_i 와 ΔM_i 를 만들어, 전후좌우 이동, 상승·하강, 방향전환을 수행한다. 이러한 제어를 수행하는 PID 제어루프는 Fig. 7과 같다.

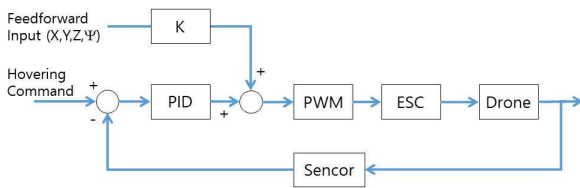


Fig. 7 Basic PID control loop

제어 프로그램은 Fig. 8의 myRIO 전용 함수를 사용하였다.

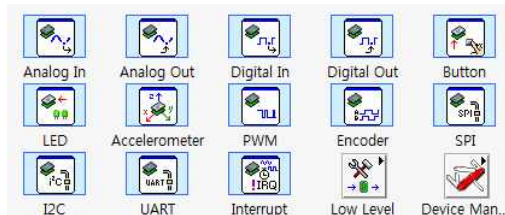


Fig. 8 Functions for myRIO

Figure 9,10은 각각 주 화면(프론트 패널), PID 제어 프로그램(블록다이어그램)을 보인 것이다.

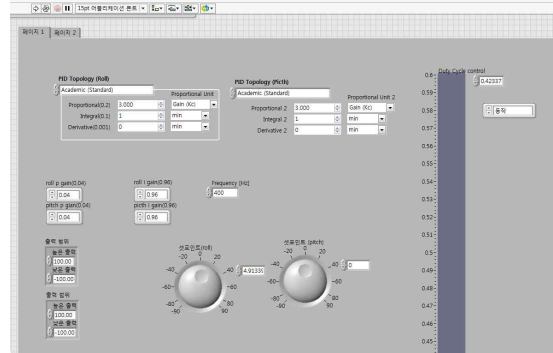


Fig. 9 Main front panel

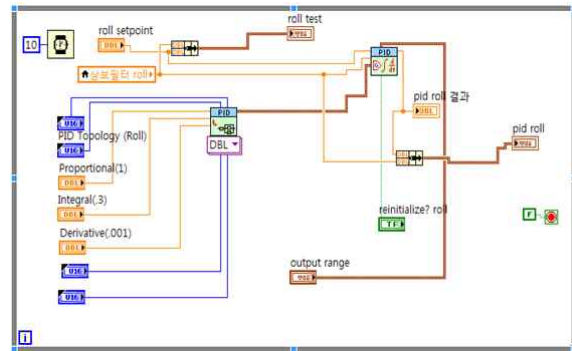


Fig. 10 PID control loop(roll)

4. 통합 실험

4.1 자세 수평 유지

제자리 비행은 가장 기본적인 성능인데, 위치 제어도 필요하지만, GPS 정보를 사용하지 못하는 실내인 관계로 자세를 수평으로 유지하는 기능만 실험 하였다. 위치 유지 기능은 아래에서 설명하는 병진운동에 대한 유도명령을 생성한다면 구현이 가능하다.

드론의 arm 한쪽에 추를 매달아 기울어지게 한 후에(롤, 피치 축 모두), 이를 극복하고 수평을 유지하는 실험을 수행하였다. Fig. 11은 roll 과 pitch 각도의 변화하는 모습을 보인 것이다. 출력은 50%인데(55% 이상이면 상승), 상승 직전의 추력으로 동작하는 상황이다. 가속도 센서의 노이즈 영향이 심각하게 나타나

서 대책이 필요하지만, 대체적으로 수평을 유지하고 있다.

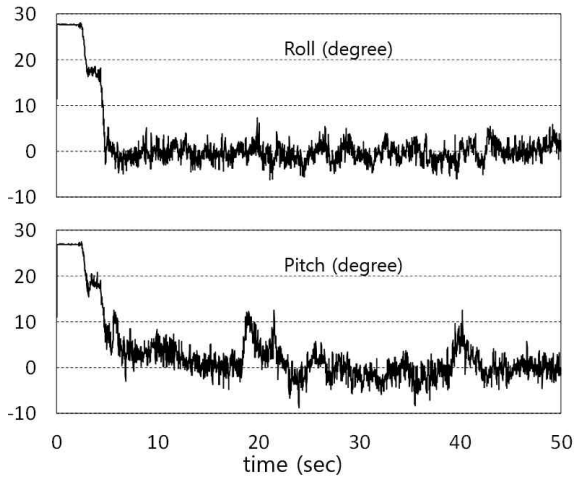


Fig. 11 Roll angle and pitch angle control test results

제어 계인은 튜닝을 통하여 구하였는데, roll 과 pitch에 대한 계인은 Table 3과 같다.

Table 3 PID gain

	Roll			Pitch		
	Kp	Ki	Kd	Kp	Ki	Kd
20 %	0.07	0.003	0.04	0.05	0.004	0.010
50 %	0.07	0.003	0.01	0.05	0.004	0.008

4.2 상승·하강 테스트

볼부쉬 가이드를 따라 상승·하강하는 테스트를 수행하였다. 고도계(분해능 0.25~0.5m)를 활용할 수 있을 정도의 충분한 길이가 아니어서, 고도 자동제어를 수행하지 않고, 수동으로 상승·하강을 조종하였다. Fig. 12는 추력비(최대 추력 대비)와 고도계 값을 보인 것인데, 가이드 끝까지 올라가서 멈추었다. 고도계는 충분한 정보를 제공하지 못하고 있는데, 초음파 센서 등으로 대체할 필요가 있다.

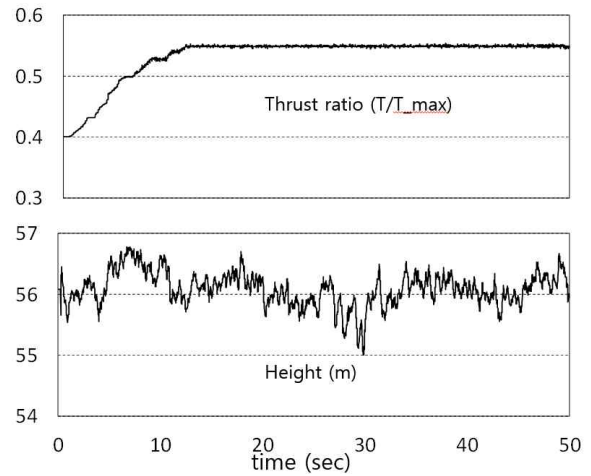


Fig. 12 Height control result

4.3 전후좌우 이동

드론이 전후좌우로 이동하기 위해서는 roll 혹은 pitch 자세를 적절히 기울여준다. Fig. 13은 전후좌우 이동할 때, roll 과 pitch 각도가 변화하는 사례를 보인 것이다. 바퀴의 구름마찰 때문에 실제보다는 더 느리게 움직이지만 병진이동이 가능하였다.

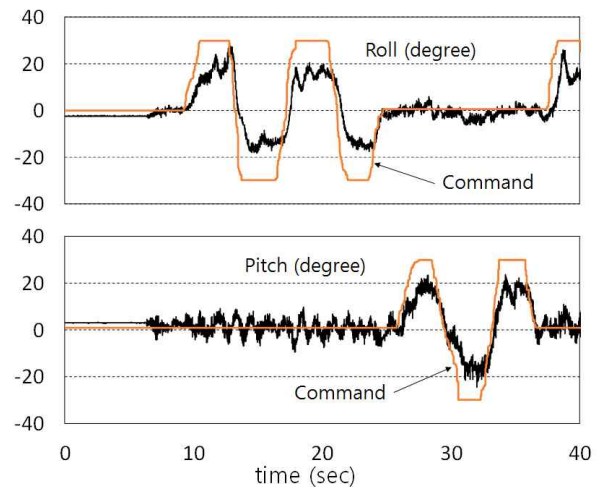


Fig. 13 Roll/pitch angle for translational motion

5. 결론

본 논문에서는, 쿼드콥터 타입의 소형 무인기를 개발할 때, 제어기의 안정성 및 성능 등을 검증하기 위한 실험 장치를 개발한 내용을 소개하고 있다. 제시한

실험 장치는 기구학적으로 6자유도의 운동이 가능한 구조이다. 그리고 FPGA 기반의 제어기를 이용하여 다양한 동작 실험을 수행하였는데, 6축 운동이 가능하여 실제 소형 드론의 운동 특성을 가장 가깝게 모사할 수 있다.

개선해야 할 문제점으로는, 미끄럼 마찰요소에 의하여 실제 드론보다 저항이 더 나타나는데, 이를 보완하기 위하여 무게를 더 줄이는 설계를 진행 중에 있다. 그래서 최종적으로는 야외(매끄러운 바닥면 위)에서 GPS 신호를 이용하여 수평면 이동 실험을 함께 수행할 계획이다. 그리고 실험을 위한 제어기의 개선이 필요하다. 노이즈의 영향을 줄이고 다양한 알고리즘을 시도하여 제어 성능을 향상해야 한다. 사실, 개발한 장치의 목적이 이러한 것을 살펴보기 위한 것이다. 앞으로 다양한 실험에 이를 활용하여, 드론의 안전성 검증에 유용한 장치로 개선하려고 한다.

후 기

본 논문은 한국항공우주연구원에서 지원하는 ‘무인이동체 미래선도 핵심기술개발사업’의 세부과제 ‘멀티콥터형 소형무인기 고장·오작동 예측/진단 및 제어기 재구성 기술 개발’의 결과물의 일부입니다. 지원에 감사드립니다.

References

- [1] Y. Kim, et al., “Quadrotor attitude stabilization by using PID controller,” *Journal of The Society for Aerospace System Engineering (in Korean)*, Vol.4, No.4, pp.18-27, 2010.
- [2] J. Kim, et al., “An experimental study of a single axis seesaw attitude control consisting of motor and propeller,” *Journal of Advanced Navigation Technology (in Korean)*, Vol.16, No.1, pp.1-7, 2012.
- [3] A. Vinoth Kumar, et al., “Design of multirotor test rig multirotors performance test,” *International Journal on Mechanical Engineering and Robotics*, Vol.2, No.1, pp.72-77, 2014.
- [4] S. Govindarajan, et al., “Design of multicopter test bench,” *International Journal of Modeling and Optimization*, Vol.3, No.3, pp.251-255, 2013.
- [5] <https://www.youtube.com/watch?v=KMCZpIk5Lmk>
- [6] <https://www.youtube.com/watch?v=bsHryqnvYAY>
- [7] J. Avila Vilchis, et al., “Nonlinear modeling and control of helicopters,” *Automatica*, Vol.39, No.9, pp.1583-1596, 2003.
- [8] https://www.youtube.com/watch?v=aebIXJ_tADE
- [9] N. Vitzilaios and N. Tsourveloudis, “An experimental test bed for small unmanned helicopters,” *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, Vol.54, No.5, pp.769-794, 2009.
- [10] Y. Yushu and X. Ding, “A quadrotor test bench for six degree of freedom flight,” *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, Vol.68, No.3, pp.323-338, 2012.
- [11] <https://www.youtube.com/watch?v=ynIID1dV9VM>
- [12] <https://www.youtube.com/watch?v=jwCa6MZcqPc>
- [13] J. Lee, et al., “Design of Position and Attitude Controller using for Quadrotor Robot,” *Proceedings of 2015 Spring Conference of the Korean Society Of Precision Engineering (in Korean)*, 2015, pp.83-84.
- [14] E. Shin, et al., “Controller Design and Experiment for Attitude Recovery of a Quadrotor,” *Proceedings of 2015 Fall Conference of the Korean Society For Aeronautical And Space Sciences (in Korean)*, 2015, pp.386-389.