

수직이착륙기 설계 및 제작

이용희* · 박용수* · 배재성**

The design and production of the Vertical takeoff and landing aircraft

Woong-hee Lee* · Yong-su Park* · Jae-Sung Bae**

ABSTRACT

In this study gives detail on the composition and process of Quad-rotor blade Vehicle. It may seem simple but we have many trouble because of many subtleties. Unless designed carefully, it is very difficult to control of stability by reason of disturbances in the air and unbalance in the motor. We want to have a more stable output so add other electronics supplement, and change the battery in oder to increasing thrust. It cannot be done quickly, nor cheaply because it is more difficult than first ideas that control of Quad-rotor. But we complete manufacture of basically controllable vertical takeoff and landing aircraft.

Key Words: Quad-rotor blade vehicle(쿼드-로터 날개 비행체)

1. 서 론

수직이착륙기란 이착륙할 때 활주하지 않고 수직으로 이륙, 상승 또는 하강할 수 있는 비행기를 말한다. 활주로가 필요하지 않고 이착륙시 소요시간이 단축된다는 장점이 있지만, 큰 출력을 필요로 하고 경제성이 떨어지고 기술적으로 불안정하다는 단점을 갖고 있다.

강도대비 무게가 가벼운 카본소재를 사용하여 동체를 제작하였고 기울기 센서의 PWM 신호와 수신기의 PCM신호를 MCU가 처리하여 모터를

제어하는 방법을 사용하였다. 각 모터의 회전속도를 조절하여 pitching, rolling 운동을 할 수 있도록 하였고 4개의 로터중 하나의 로터에 서보 모터를 장착하여 좌우로 움직임에 따라 yawing운동을 할 수 있도록 제작하였다.

2. 본 론

2.1 Quad-rotor의 구성 및 제작

2.1.1 본체

시중에 있는 동축반전헬기(라마V3)의 부품을 기본으로 하여 쿼드로터를 제작 하였다. Fig.1

* 학생회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부
연락처, E-mail: tabbar@naver.com

** 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

에서 보는 것과 같이 기본적으로 균형이 맞게 좌우 대칭적으로 4개의 로터를 장착 하였고 본체의 기본적인 제원은 Table.1과 같다.



Fig.1 quad-rotor

Table.1 specification

크기	570x570 mm
무게	648 g
전원	11.1 V , 2000 mah
로터크기	330 mm

2.1.2 Main frame

경량화를 위하여 무게대비 강도가 강한 carbon pipe 와 carbon plate를 사용하여 메인 프레임의 제작 하였다. 토크 상쇄를 위하여 정방향 프로펠러 2개와 역 방향 프로펠러 2개를 사용하기로 결정하고 동축반전 헬기(라마V3)의 블레이드를 구입하였다. 이에 따라 모터와 모터 마운트 등도 ‘라마 V3’의 부품을 사용하여 제작하였고 이는 Fig.2에 나타내었다. Fig.3과 같이 글루건을 사용하여 메인 프레임과 4개의 로터를 접합 하였다.

2.1.2 Battery

처음에는 7.4V, 2200mah의 배터리를 사용하였으나 Quad-rotor를 제작하면서 처음생각보다



Fig.2 motor and blade



Fig.3 main frame

질량이 늘어남에 따라 높은 출력이 필요하여 11.1V, 2000mah의 배터리로 바꾸었다. 배터리의 충격을 대비하여 처음에는 배터리를 본체 상단에 부착하였으나 quad-rotor의 안정성(stability)을 위하여 중심이 아래에 있는 것이 좋다고 판단되어 배터리를 하단으로 옮겼다. 폭이 좁고 두께가 두꺼운 배터리를 폭이 넓고 두께가 얇은 배터리로 개조한 후에 본체에 장착하여 배터리와 지면의 충격에도 대비하였다. Fig.4에서 보는 것과 같이 배터리를 본체 하단에 결속선 으로 연결 하였다.

2.1.3 추력 테스트

Fig.6에서 보는 것과 같이 로터를 Load cell에 연결하여 추력테스트를 하였다. Lab-view를 통해서 얻은 Power 와 Load 의 관계는 Fig.5의 그래프에서 나타내었고 그래프를 선형화 시킨 결과 로터 하나당 18W(11.1V, 1.6A)의 Power에서 약 2N의 Load를 나타내는 것을 알 수 있었다. 4개의

로터에서 8N의 Load가 나오고 4개의 로터가 약 815g의 무게를 들어 올릴 수 있다.

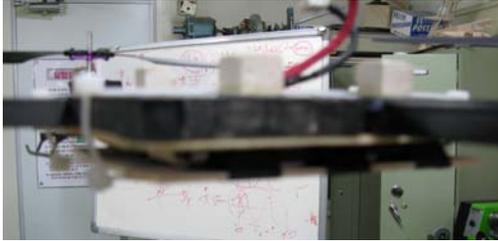


Fig.4 battery

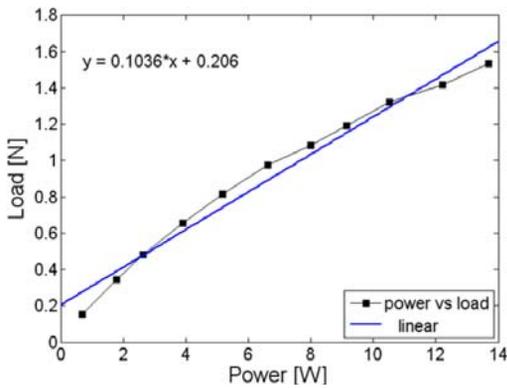


Fig. 5 Power vs Load



Fig. 6 thrust test

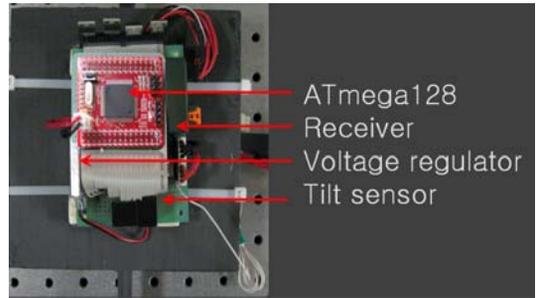


Fig.7 control section

2.2 Control section

2.2.1 구성

Control section의 기본적인 구성은 Fig.7에서 보는 것과 같이 MCU(ATmega128), Receiver, Voltage regulator, Tilt sensor로 이루어졌다. 각 항목의 제원 및 특징은 2.2.2~2.2.5에서 자세히 다루었다.

2.2.2 Micro controller

Quad-rotor의 두뇌라고 할 수 있는 MCU(Micro Controller Unit)는 시중에서 제일 많이 사용되고 있는 ATmega128을 사용하였다. ATmega128은 4.5V~5.5V의 동작전압을 갖고 16MHz의 공급 클럭을 사용한다.

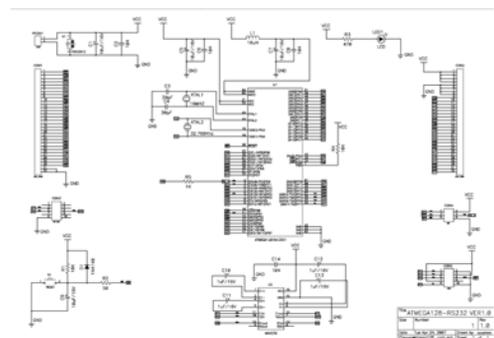


Fig. 8 ATmega128

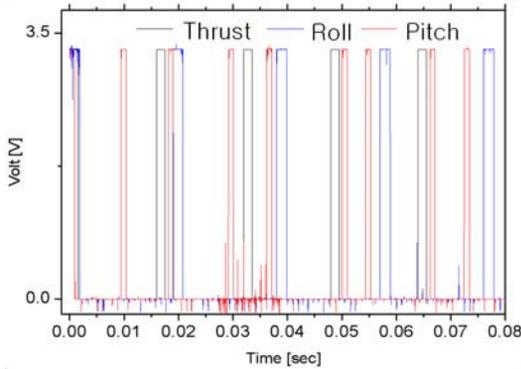


Fig. 9 receiver signal

Fig. 8에서 보는 것과 같이 ATmega128은 8bit Timer/Counter(2EA), 16bit Timer/Counter(2EA), 8bit PWM Channel(2EA), 16bit PWM Channel(2EA)와 내/외부 인터럽트 등 사양을 갖고 있다.

2.2.3 Receiver

Receiver는 E-SKY의 4채널 FM수신기를 선택하였다. 무게는 12g이고 72MHz의 주파수를 사용한다. Fig. 9에서 나타난 수신기의 PCM신호를 MCU가 받아서 모터의 속도를 제어함으로써 출력과 rolling, pitching 운동을 조정한다. PCM 신호주기는 50Hz이고 신호가 들어오는 시간 즉, 신호가 3V 이상이 되는 시간의 차이로 신호를 구분한다. 이때 신호가 들어오는 시간은 0.7ms~2.3ms로 변화한다.

2.2.4 DC regulator

수신기와 기울기 센서, MCU 등에 들어가는 전원을 좀 더 안정되게 얻기 위하여 regulator를 사용하였다. Fig. 10의 DC regulator를 사용하였고 Output은 5V, 3A 이고 input은 5.5V~23V 까지 범위가 넓다. 무게는 11g이다.

2.2.5 Tilt Sensor

Quad-rotor의 자세제어를 위해 기체의 기울기를 감지할 수 있는 센서가 필요 하였다. PWM의 출력형태를 갖는 'SP1' 기울기 센서

(Fig.11)를 선택하였고 기울기 센서 2개를 수직으로 붙여서 기관에 장착하여 사용하였다. 기울기에 따라 변하는 기울기 센서의 PWM 신호를 이용하여 MCU가 Quad-rotor의 기울기를 감지하여 제어하는 방법을 사용하였다. 센서의 측정범위는 $\pm 60^\circ$ 이고 0.1°의 정밀도를 갖는다. 무게는 5g이고 출력은 Fig.12와 같은 PWM신호로 나온다.

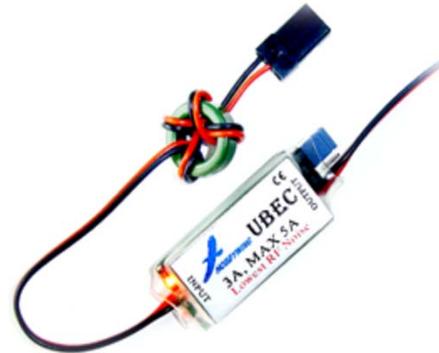


Fig. 10 DC regulator



Fig. 11 tilt sensor

2.3 Control

2.3.1 Signal flow

기체 조종 입력이 없을 때 MCU는 기체를 수평으로 유지시키기 위하여 Fig. 14에서와 같이 pitch와 roll angle을 조정하게 하였다. Pitch angle을 조정하기 위하여 Pitch angle의 설계값 0도에서 현재 Pitch angle을 빼고 gain을 곱해 모터 1과 3 즉, 서로 마주보는 모터에 신호

를 보내 Pitch angle를 조정하게 된다. Roll angle도 위와 같이 모터 2와 4에 신호를 보내 조정한다.

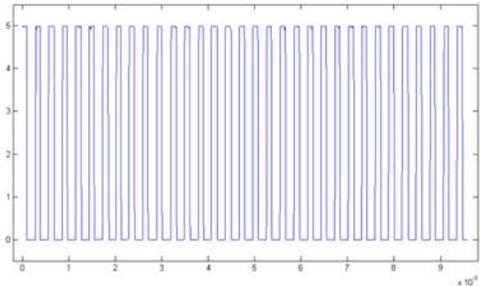


Fig. 12 PWM signal

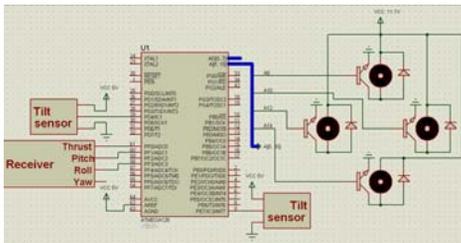


Fig. 13 circuit diagram

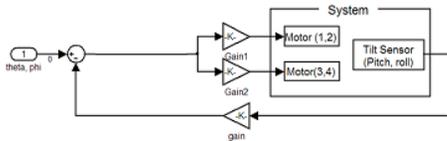


Fig. 14 signal flow

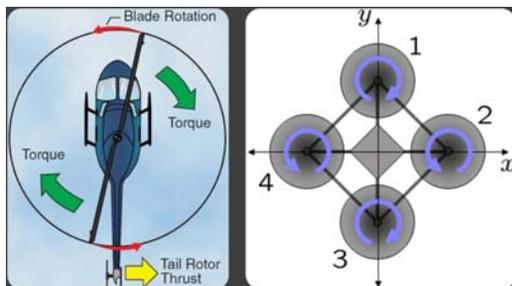


Fig. 15 helicopter vs quad-rotor

2.3.2 Torque 상쇄

꼬리 날개의 추력으로 토크를 상쇄시키는 헬리콥터와는 다르게 quad-rotor에서는 Fig.15에서 나타난 것과 같이 정 방향 프로펠러 2개와 역 방향 프로펠러 2개를 이용하여 대각방향의 로터의 회전으로 서로 토크를 상쇄시키는 방법을 사용 하였다. 하지만 모터의 회전속도가 일정하지 않는 등의 요인으로 Torque의 상쇄가 완전히 이루어 지지 않아서 기체가 회전하는 것을 확인하였다. 이를 해결하기 위해서 4개의 로터 중 하나의 로터에 서보모터를 달아서 로터를 좌우로 움직임에 따라 yawing운동을 제어하는 방법을 택하였다. 이는 3.3.3에서 자세히 다루었다.

2.4 Control of Quad-rotor

2.4.1 Pitching

Fig. 16에서 와 같이 Pitching 운동을 하고자 할 때는 4개의 로터 중에 좌, 우의 로터는 그대로 두고 controller에서 앞, 뒤의 로터의 회전속도를 빠르게 하거나 느리게 하는 신호를 주어 모터 속도를 조정하여 pitching운동을 할 수 있는 방법을 사용하였다.

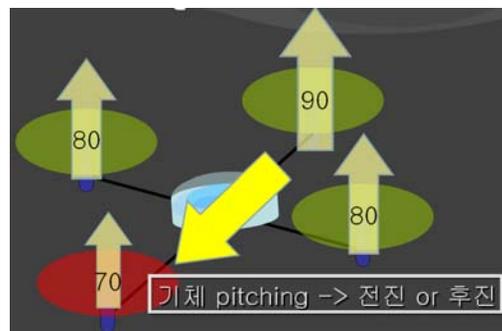


Fig. 16 pitching

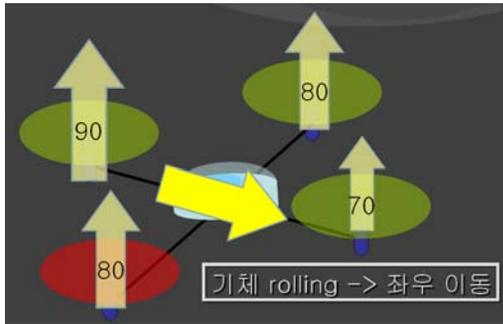


Fig.17 rolling

2.4.2 Rolling

Fig. 17에서와 같이 rolling 운동을 하고자 할 때는 4개의 로터 중에 앞, 뒤의 로터는 그대로 두고 controller에서 좌, 우의 로터의 회전속도를 빠르게 하거나 느리게 하는 신호를 주어 모터 속도를 조정하여 rolling 운동을 할 수 있는 방법을 사용하였다.

2.4.3 yawing

Fig.18에서 보는 것과 같이 4개의 로터중 하나의 로터에 수직으로 서보모터를 달아서 로터가 좌우로 움직일 수 있게 하였다. Quad-rotor는 서보모터에 의하여 기울어진 방향으로 기체가 회전하여 yawing운동을 제어하는 방법을 사용하였다.

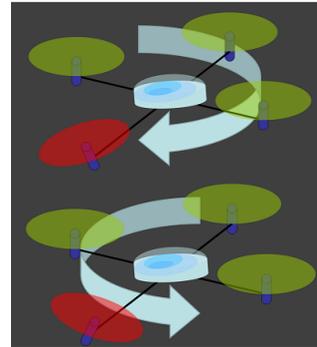


Fig. 18 yawing

3. 결 론

기본적인 조정이 가능한 수직이착륙기인 Quad-rotor를 설계하고 제작하였다. 경량화를 위해서 카본소재를 사용하였고, 입력신호(PCM, PWM)를 MCU를 이용하여 분석하고 PWM 방식의 신호를 출력하여 모터를 제어하였다. Quad-rotor의 자세제어는 기울기 센서를 사용하여 MCU를 통해 제어하는 방법을 사용하였다. 응답 속도가 빠른 센서를 이용하면 좀 더 세밀한 자세제어가 가능하리라 생각된다.

참고 문헌

- [1] Scoot Davis, Roy Ho, Henry Kwan, Louis Liang, Sijia Wang, 2007, "EZ-FLY RC Helicopter" ,THE UNIVERSITY OF BRITISH COLUMBIA, Page 17.