

쿼드로터 비행체의 설계 및 제어

심상현* · 김지철* · 양성욱* · 전동익* · 이상철** · 오화석** · 강민영*** · 금동교****

Design and Control of a Quad-Rotor

Sanghyun Shim* · Ji-Chul Kim* · Sungwook Yang* · Dong-Ik Cheon*
Sangchul Lee** · Hwa-Suk Oh** · Min-Young Kang*** · Dong-Kyo Keum****

ABSTRACT

Quad-rotor is one kind of a rotorcraft in Unmanned Aerial Vehicle (UAV), which consists of four rotors in total and fixed-pitch blades located at the four corners. This vehicle is emerging as popular platform for UAV research due to the simplicity of its construction, the ability of hovering and the vertical take-off and landing (VTOL) capability, etc. Because of those specific capabilities, this vehicle can be applied to many fields: search and rescue, mobile sensor networks, fire observation, etc. However a quad-rotor is much affected by the disturbance due to the characteristics of structure. So this vehicle needs attitude control for stabilizing.

In this paper, we design the control law for automatic stabilization. The PID controller is used to control a brushless DC motor. And an accelerometer is used to measure the roll and pitch angles of a quad-rotor.

Key Words: Quad-Rotor(쿼드로터), Back Electromotive Force(역기전력), Accelerometer(가속도계), Stabilization(안정화), PID Controller(비례, 적분, 미분 제어기)

1. 서 론

무인비행체(UAV: Unmanned Aerial Vehicle)는 인명 손실 감소 및 운용비용 절감의 이점이 있으며 정찰 및 감시, 재난 구조 활동, 통신 중계 등 그 활용 가치가 높다. 무인비행체 중 쿼드로

터는 간단한 기체 구조와 수직 이착륙 및 공중 정지 비행이 가능하며 좁은 지역에서도 임무를 수행할 수 있는 장점을 지니고 있어 최근 자동 제어 시스템의 플랫폼으로 개발이 활발하게 이루어지고 있다[1-3].

Figure 1에서 보는 바와 같이 쿼드로터는 4개의 로터를 기체 각 축 끝에 장착하여 회전시킴으로써 추력을 얻는다. 이때 1,3번 로터는 시계 방향으로 회전시키고, 2,4번 로터는 반시계 방향으로 회전시킴으로써 로터 회전에 의한 요우 모멘트를 상쇄시킨다. 쿼드로터는 각각 로터에서

* 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

** 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

*** (주) 인텔레인

**** (주) 엽앤은

연락처, E-mail: slee@kau.ac.kr

경기도 고양시 덕양구 화전동 200-1

발생하는 추력을 변화시킴으로써 롤, 피치, 요우의 운동이 가능하다.

쿼드로터의 자세를 제어하기 위해서는 각 로터의 추력을 제어하는 것이 중요하다. 로터의 추력은 결국 로터의 회전 속도에 의존한다. 따라서 쿼드로터의 추력은 로터의 회전 속도를 이용하여 제어한다. 본 논문에서는 쿼드로터의 기체 설계, 제작, 부품의 선정, 센서를 이용한 자세측정과 자세제어를 위한 모터 속도 제어에 대한 내용을 기술하였다.

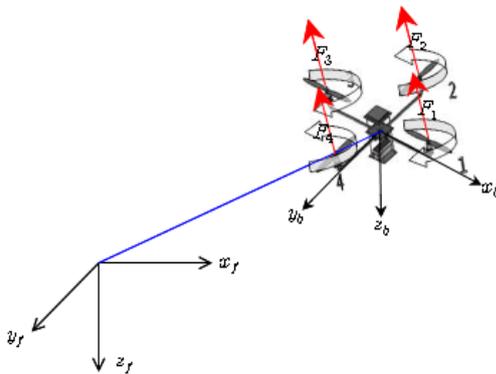


Fig. 1 Coordinate system

2. 쿼드로터 기체 제작

2.1 기체 설계

쿼드로터의 설계요구조건은 Table 1과 같이 정하였다.

Table 1 Requirement

Length	≤ 660mm
Height	≤ 220mm
Empty Weight (with battery)	≤ 1.5kg
Maximum Payload	≥ 0.7kg
Flight Time	5~10 min

Figure 2는 CATIA 프로그램을 이용하여 설계한 쿼드로터의 모습을 나타내고 있다. 기체의 구조를 단순화시켜 제작에 무리가 없게 하는 동

시에 정비가 용이하도록 설계되었다. 기체 중심부는 센서, 배터리 및 수신기 등의 부품을 계층 구조로 장착할 수 있도록 설계 되었다.

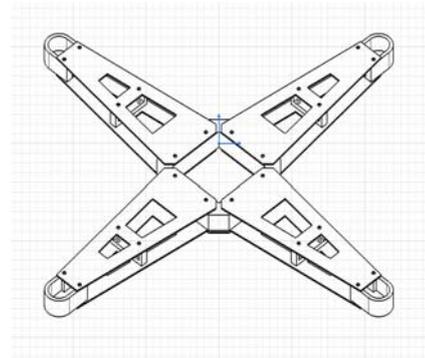


Fig. 2 CATIA Modeling

2.2 주요 부품의 선정

설계 요구조건에 의해 쿼드로터는 최대 약 2.2kg의 무게로 비행 가능한 추력이 필요하다. 따라서 시중에 판매되는 브러시리스 모터 중 개당 약 700~900g의 추력을 낼 수 있는 SJ-2827 모터를 선정하였다. 브러시리스 모터를 선정한 이유는 브러시 모터에 비해 출력이 높으며 내구성 좋은 장점이 있기 때문이다.

프로펠러는 모터와의 조합을 고려하여 12 inch의 길이를 갖는 프로펠러를 선정하였다. 이때 프로펠러는 요우 모멘트의 상쇄를 위해 정, 역방향으로 회전해야 하므로 정, 역피치 프로펠러를 각각 2개씩 사용한다.

쿼드로터의 자세 제어를 위한 비행제어 컴퓨터(FCC: Flight Control Computer)의 중앙처리장치로는 상용 마이크로 컨트롤 유닛(MCU: Micro Control Unit)인 ATmega 2560을 사용하였다. ATmega 2560은 펄스 폭 변조(PWM: Pulse Width Modulation)신호 생성과 아날로그-디지털 변환기(ADC: Analog to Digital Converter), 범용 비동기 송수신기(USART: Universal Asynchronous Receiver Transmitter) 등의 기능을 수행한다.

가속도센서는 3축 가속도 센서인 MMA7260Q를 사용하였으며, Table 2는 센서의 특성을 간략하게 보여주고 있다.

Table 2 MMA7260Q specification

Input	
Supply Voltage	3.3 V
Supply current	500 μ A
Output	
Zero G	1.65 \pm 0.165 V
Sensitivity (1.5g)	800 \pm 60 m V/g

배터리는 11.1V, 5320mAh의 용량을 갖는 리튬-폴리머 배터리를 선정하였다. 리튬-폴리머 배터리는 상용 배터리 중 중량에 비하여 용량이 큰 특성을 갖고 있다.

쿼드로터의 모니터링을 위한 컴퓨터와 쿼드로터간의 무선통신을 위해 상용 무선 통신 모듈인 XBee-Pro를 선정하였다. XBee-Pro 모듈은 저가형이면서 상대적으로 빠른 응답속도를 지원하며, 실외에서 최대 반경 1km이상의 통신 거리를 확보 할 수 있다. Table 3은 XBee-Pro 모듈의 특성을 나타내고 있다.

Table 3 Specification of the XBee-Pro RF Module

Performance	
Supply Voltage	2.8 – 3.3 V
Performance	
Serial Interface Data Rate	1200 – 115200 bps
Outdoor RF Line-of Sight Range	Up to 1500m
Receiver Sensitivity	-100dBm (1% packet error rate)

2.3 기체 제작

Figure 3은 CATIA를 이용한 설계를 바탕으로 제작한 쿼드로터를 보여준다. 기체는 카본파이버 재질을 이용하여 제작하였으며, 카본파이버

재질은 중량이 가볍고 강도가 높은 장점을 갖고 있다. 쿼드로터 하단에는 착륙장치를 장착하여 착륙 시 충격을 완화 하도록 하였다. 또한 아크릴로 중심부에 장착된 기관 및 부품들을 보호하기 위한 보호케이스를 제작하여 장착하였다.



Fig. 3 Quad-Rotor

3. 제어 시스템 설계

3.1 신호의 흐름

Figure 4는 쿼드로터의 제어를 위한 신호 흐름을 나타내고 있다. 컴퓨터에서는 조종기의 신호를 입력받아 무선통신 모듈을 이용하여 쿼드로터의 비행제어 컴퓨터로 전송한다. 비행제어 컴퓨터에서는 전송된 조종기 신호 값에 따라 펄스 폭 변조신호를 생성하여 모터로 출력 한다. 모터가 구동하게 되면 비행제어 컴퓨터에서는 모터에서 발생하는 역기전력의 주파수를 이용하여 현재의 모터 회전 속도에 대한 값을 입력받고, 이를 이용하여 모터의 회전 속도를 제어하도록 한다. 또한 모터의 추력이 변화하면서 생기는 자세의 변화는 가속도센서를 이용하여 측정한다. 비행제어 컴퓨터에서는 측정된 자세 값과 조종기 입력 값과의 비교 및 연산을 통하여 자세 제어를 위한 모터로의 출력 신호를 정하고, 이 신호는 모터 피드백 신호와 비교 연산을

통하여 모터로 출력된다.

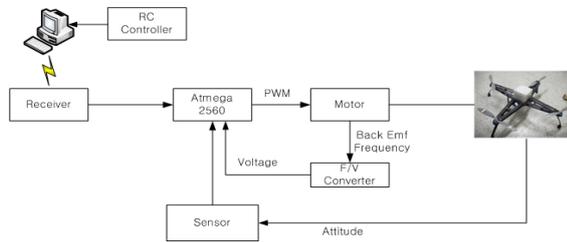


Fig. 4 Signal Flow

3.2 조종기 신호

조종기 각 채널에 대한 기체의 움직임을 Fig. 5와 같이 설정하였다.

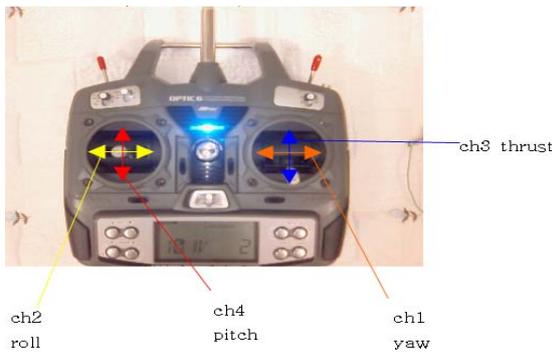


Fig. 5 RC Controller

조종기는 컴퓨터와 연결되고, 컴퓨터에서는 조종기에서 입력받은 신호를 조종기 각 채널별로 -82~82의 범위를 갖는 숫자 값으로 변환한다. 변환된 신호 값은 통신 모듈을 이용하여 비행제어 컴퓨터로 보내진다.

3.3 모터 회전 속도 제어

모터의 회전 속도를 측정하는 방법으로 엔코더 등을 장착하는 방법이 있으나, 중량 및 부피의 증가를 수반하게 되는 단점이 있다. 이에 반하여 역기전력을 이용하여 모터의 회전 속도를 구하는 방법은 간단한 전자회로만으로 구현 가능하므로 중량 및 부피에 큰 영향을 끼치지 않게 되는 장점이 있다[4]. 모터가 1회전 할 때 모터 스테이터의 극성이 S극에서 N극으로 변환

하는 순간을 제로 크로스 점이라고 한다. 제로 크로스 점을 이용하여 역기전력의 주파수를 구하여 모터의 속도를 측정 할 수 있다. 다음 Fig. 6에서는 모터에서 생성되는 역기전력의 파형을 나타낸다.

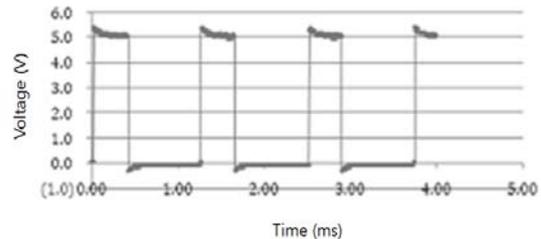


Fig. 6 Back EMF Signal

역기전력의 주파수를 이용하여 모터의 회전속도를 구하는 식은 Eq. 1과 같다.

$$RPM = \frac{f \times 60}{n} \quad \text{Eq. 1}$$

여기서 f 는 역기전력의 주파수이고 단위는 Hz이다. 또한 n 은 모터의 N극과 S극 쌍의 개수이다. 쿼드로터에 장착하는 모터는 SJ-2827이며 7쌍의 N극과 S극을 갖는다. 따라서 모터가 1회전 하면서 7개의 파장이 생기게 된다. 그러므로 Eq. 1에서 n 은 7이 된다.

비행제어 컴퓨터에서 모터 회전속도에 대한 데이터를 입력받기 위해서는 역기전력의 주파수를 전압으로 변환할 필요가 있다. 이를 위해 주파수-전압 변환기(F/V Converter: Frequency to Voltage Converter)를 사용하였다. 비행제어 컴퓨터에서는 변환된 전압신호를 아날로그-디지털 변환기를 통하여 입력 받는다. 모터 역기전력을 이용하여 측정한 4개 모터의 회전속도는 Fig. 7과 같이 나타난다.

조종기 입력신호가 동일할 때 4개의 모터 회전속도는 동일해야 한다. 하지만 Fig. 7에서 나타난 바와 같이 동일한 입력 신호에 대하여 각각의 모터가 동일한 회전속도를 나타내지 않는

다. 따라서 Fig. 8과 같이 역기전력의 신호를 이용하여 4개 모터의 회전속도를 제어하는 PID 제어기를 구성하였다[5]. 또한 모터의 과부하를 방지하기 위하여 각 입력 값에 대한 모터 회전속도를 스케일링 하였다. 회전속도를 스케일링한 후 PID 제어기를 이용하여 제어한 4개 모터의 회전속도는 Fig. 9와 같이 나타난다.

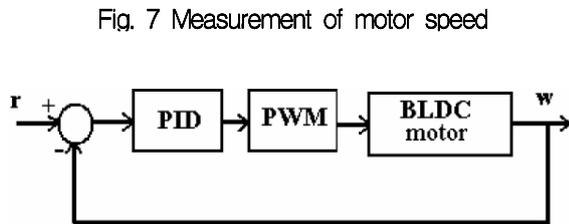


Fig. 7 Measurement of motor speed

Fig. 8 PID Control block diagram

3.4 자세 측정

쿼드로터의 자세 안정화를 위해서는 쿼드로터의 자세를 측정하여 각 모터에 알맞은 추력을 낼 수 있는 신호를 생성해야 한다. 이를 위해 가속도센서를 이용해 롤과 피치의 자세를 측정하였다.

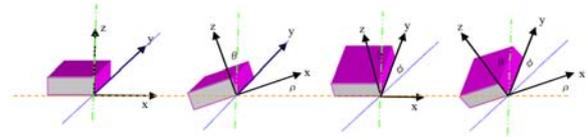


Fig. 10 Three-Axis for Measuring Tilt

가속도센서는 각 축에서 측정되는 중력가속도를 이용하여 Fig. 10과 같이 자세를 측정할 수 있다.[6]

이때 각 축에서 측정되는 중력가속도를 이용하여 롤과 피치에 대한 자세를 구하는 공식은 Eq. 2와 같다.

$$\phi = \arctan\left(\frac{A_x}{\sqrt{A_y^2 + A_z^2}}\right)$$

$$\theta = \arctan\left(\frac{A_y}{\sqrt{A_x^2 + A_z^2}}\right)$$

Eq. 2

Figure 11은 가속도센서를 이용하여 롤축을 10°, 20°, 30° 만큼 기울였을 때의 각도를 측정 한 그래프이다.

Fig. 9 Response of BLDC motor in PID speed control

Fig. 11 Measuring Tilt with Accelerometer

4. 자세 안정화 시험

자세 안정화 시험을 위한 장치는 Fig. 12와 같이 삼각대를 이용하여 제작하였다. 자세 안정화 시험은 쿼드로터와 삼각대 헤드부분을 연결하여 고정시켜 병진 운동에 대한 자유도를 제한시킨 후 삼각대의 볼베어링을 이용하여 롤, 피치, 요우에 대한 3자유도만을 갖도록 한 뒤 실시하였고, 이를 통하여 쿼드로터의 회전 운동에 대한 자세 안정성을 확인 할 수 있도록 제작하였다.



Fig. 12 Stabilizing test

5. 결 론

본 논문에서는 쿼드로터의 기체를 제작하고 자세 안정화를 위한 모터 제어와 가속도센서를 이용한 자세 측정 방법에 대해 연구하였다. 쿼드로터는 4개의 모터를 이용하므로 4개 모터의 회전속도를 제어하는 것은 중요하다. 특히 모든 모터가 동일 입력신호에서 같은 추력을 낼 수 있어야 한다. 이를 위해 PID 제어를 통하여 모터의 회전속도를 제어하였다. 자세 측정은 가속도계에서 얻은 중력 가속도 성분을 이용하여 롤과 피치의 자세를 구하였다.

향후 더욱 정확한 모터 제어를 구현하는 연구와 가속도센서뿐만 아니라 자이로 센서의 활용을 통하여 정확한 쿼드로터 자세 측정을 위한 연구 및 자세 측정 데이터를 이용한 자세 안정화 연구를 수행 할 예정이다.

6. 후기

본 과제는 지식 경제부 IT 협업과제의 일환으로 수행되었으며, 관계자 여러분 감사드립니다.

참 고 문 헌

- [1] Holger Voos, "Nonlinear State-Dependent Riccati Equation Control of a Quadrotor UAV", Proceedings of IEEE International Conference on Control Applications, 2006, pp. 2547~2552.
- [2] Abdellah Mokhtari and A. Benallegue, "Dynamic Feedback Controller of Euler Angles and Wind parameters estimation for a Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle", Proceedings of IEEE International Conference on Robotics and Automation, Vol. 3, 2004, pp. 2359~2366.
- [3] Samir Bouabdallah and Roland Siegwart, "Full Control of a Quadrotor", Proceedings of IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, 2007, pp. 153~158.
- [4] Lee, C. H, 1998, "Measurement and Analysis for Back EMF and Thrust for Linear BLDC Motor"
- [5] Mehdi Nasri, Hossein Nezamabadi-pour and Malihe Maghfoori, "A PSO-Based Optimum Design of PID Controller for a Linear Brushless DC Motor" Proceeding of World Academy of Science, Engineering and Technology Vol. 20, 2007, pp. 211~215
- [6] Kimberly Tuck, "Tilt Sensing Using Linear Accelerometers", Freescale Semiconductor, Inc., 2007.