

쿼드콥터 자세 변화에 대응한 착륙 접지면 수평 유지 시스템

System for Leveling Landing Surface in Response to Changes in Quadcopter Posture

권영근¹·천동훈¹·황성현¹·최지욱²·강호선²·이장명[†]
Yeongkeun Kwon¹, Donghun Cheon¹, Seonghyeon Hwang¹,
Jiwook Choi², Hosun Kang², Jangmyung Lee[†]

Abstract: In this paper, we propose a four 2-link robotic leg landing system that is used for leveling the bottom of the landing system, even when the quadcopter posture is changed. The case of conventional skid type landing gear has a risk when the quadcopter lands on a moving vehicle because the skid type landing gear is tilted to the landing site at this situation. To solve this problem, it is necessary to level the bottom of the landing system when the quadcopter posture is changed in the flight. Therefore, the proposed landing system used a four 2-link robotic leg with leveling method. The leveling method was derived from the method of determining a plane. The superiority of the proposed system was verified with 6-axis Stewart platform and real flight experiment, and it shows feasibility of leveling method and proposed landing system.

Keywords: Quadcopter, Drone, UAV, Landing System, Robotics

1. 서 론

쿼드콥터는 드론의 종류 중 하나로 지상의 조종기 또는 온보드 컴퓨터에 의해 동작하는 무인 비행체이다^[1]. 드론은 구조적 형태에 따라 고정익, 회전익 비행체로 나뉜다. 두 형태는 비행 원리, 속도, 조향, 비행거리, 등 여러 측면에서 다른 특성을 가진다^[2]. 회전익 방식의 드론은 멀티콥터라고 불리기도 하며 회전하는 프로펠러의 개수에 따라 쿼드콥터, 헬리콥터, 옥토크터, 등으로 분류된다. 이중 쿼드콥터는 4개의 프로펠러를 사용하여 직관적인 구조를 가지며 제어의 용이성이 뛰어나 널리 사용되고 있다^[3].

군사용 목적으로 사용이 시작되었던 드론은 현재 민간분야

에서 영상 촬영, 농업 활동, 산업 및 인프라 감시, 재난 관리, 등 여러 상황에서 사용되고 있다^[4]. 또한, 최근 물품 배송에서 소비자에게 전달하는 최종 과정인 라스트 마일 배송에 드론을 다른 주행체(차량, 선박, 등)와 연동하여 사용하는 개념이 제안되고 있다^[5]. 드론의 사용 분야가 다양해지면서 경사로, 계단과 같은 험지, 이동하는 주행체와 같은 다양한 환경에서 이/착륙의 필요성이 커지고 있다. 하지만 기존의 스키드 형 또는 고정 지지대 방식의 착륙장치는 고정된 평지에서만 사용 가능한 제약이 있다. 이러한 제약을 극복하기 위해 국내외로 드론과 다양한 방식의 착륙 방법 및 장치에 관한 기술들이 연구되고 있다^[6]. 다리 형태의 착륙장치를 장착한 헬기가 계단, 경사로와 같은 고정된 험지에 착륙하는 연구가 있다^[7]. 기존의 스키드 형 착륙장치를 사용하는 쿼드콥터가 1.5 m/s (5.4 km/h)의 속도로 이동하는 주행체를 카메라로 인식하여 그 위에 착륙하는 연구가 있다^[8]. 드론과 주행체의 연동에서 바뀌기 장착된 주행체 상단 착륙 면에 수평 유지하는 장치가 장착되어 드론의 이/착륙을 용이하게 하는 연구가 있다^[9]. 기존 연구에서는 1.5 m/s라는 속도 제약 문제와 이동체에 수평 유지 착륙장치 부착의 경우 충분한 면적 확보로 인해 장치가 크며 장치가 없는 주행체와 드론의 함께 운용이 힘들다는 단점이 있다. 따라서 본 논문에서는 2-link 구조를 가진 4개의 다리를 결합하여 기존 착륙장치에서는 대응하기 어려웠던 환경 변화에도 사용

Received : Feb. 6. 2021; Revised : Mar. 17. 2021; Accepted : Mar. 18. 2021

※ This research was supported by the National Research Foundation of Korea(NRF) grant funded by the Korea government(MSIT) (No. 2019R1A2C2088859); This research was funded and conducted under 『the Competency Development Program for Industry Specialists』 of the Korean Ministry of Trade, Industry and Energy (MOTIE), operated by Korea Institute for Advancement of Technology (KIAT). (No. P0008473, The development of high skilled and innovative manpower to lead the Innovation based on Robot)

1. MS Student, Pusan National University, Busan, Korea (yeongkeun1696, donghun7379, seonghyeon7379@pusan.ac.kr)

2. PhD Student, Pusan National University, Busan, Korea (jiwook7379, hosun7379@pusan.ac.kr)

† Professor, Corresponding author: Dept of Electronics Engineering Pusan National University, Busan, Korea (jmlee@pusan.ac.kr)

가능한 시스템을 만들고자 한다. 특히 주행체와 속도를 맞추어 그 위에 착륙 상황에는 기체가 기울어지므로 착륙 시스템 다리의 동작으로 착륙 접지면의 수평 유지가 필요하다. 이를 위해 IMU (Inertial Measurement Unit) 센서로 측정된 쿼드콥터의 자세를 본 연구에서 도출한 수평 유지 방법에 적용하여 각 다리의 위치제어를 시행한다.

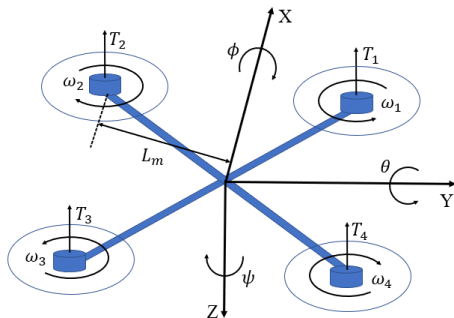
2장에서는 쿼드콥터의 모델링과 수평 유지를 위한 방법 및 시스템 제어를 위한 이론적 배경을 제시한다. 3장에서는 실험에 사용된 착륙 시스템 구성을 살펴보고 실험을 통해 착륙 시스템의 제어 성능과 수평 유지 방법의 타당성을 확인한다. 마지막으로 4장에서는 본 연구의 결론 및 향후 연구계획을 제시한다.

2. 이론적 배경

2.1 쿼드콥터 모델링

쿼드콥터는 회전방향이 다른 4개의 모터의 상대적 속도 조합으로 회전운동을 설명할 수 있다^[10]. 쿼드콥터에 사용되는 4개의 BLDC (Brush Less DC)모터의 회전 방향은 [Fig. 1]에서와 같이 1,3번 모터는 반시계방향으로 회전하며 2,4번 모터는 시계방향으로 회전한다. 이러한 조합은 각 프로펠러의 회전으로 발생하는 추력 외의 X, Y축 방향 힘 성분을 서로 상쇄시키는 역할을 한다. ϕ 는 X축 중심으로 회전한 롤 각도를 나타내며 θ 는 Y축 중심으로 회전한 피치 각도를 나타내고 ψ 는 Z축을 중심으로 회전한 요 각도를 나타낸다.

[Table 1]에서는 쿼드콥터가 회전운동 실시할 때 모터의 회전속도 조합을 나타내었다. 롤 각도+방향으로 쿼드콥터의 회전운동이 발생하려면 ω_2, ω_3 가 ω_1, ω_4 보다 상대적으로 더 큰 속도를 가져야 한다. 즉 [Fig. 1]을 기준으로 좌측 부분의 추력이 상대적으로 더 크게 적용하여 우측으로 기울어지게 된다. 같



[Fig. 1] Schematic of quadcopter X type

[Table 1] Quadcopter's rotation with motor speed

	ω_1	ω_2	ω_3	ω_4
Roll	Low	High	High	Low
Pitch	High	High	Low	Low

은 방식으로 피치 방향 회전운동을 설명할 수 있다. 이를 쿼드콥터에 작용하는 롤, 피치 방향 회전 토크와 각 모터의 회전 사이의 관계를 수식으로 나타내면 다음과 같다^[11].

$$\tau_{roll} = I_{xx} \ddot{\phi} = L_m k (-\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2), \quad (1)$$

$$\tau_{pitch} = I_{yy} \ddot{\theta} = L_m k (\omega_1^2 + \omega_2^2 - \omega_3^2 - \omega_4^2). \quad (2)$$

$\tau_{roll}, \tau_{pitch}$ 는 롤, 피치 방향의 토크를 의미한다. I_{xx}, I_{yy} 는 관성모멘트를 나타내며 쿼드콥터는 대칭 구조를 가지고 있어 $I_{xx} = I_{yy}$ 가 성립한다. L_m 은 모터의 중심으로부터 쿼드콥터의 질량 중심이 있는 X축 또는 Y축까지의 최단 거리를 의미한다. k 는 회전속도의 제곱에 곱해져 추력을 계산하는데 사용되는 계수이다. 즉 $T_i = k\omega_i^2$ 은 i번째 모터의 회전에 발생하는 추력을 의미하며 거리 L_m 을 곱하면 토크가 계산된다. 주어진 수식으로부터 쿼드콥터의 롤, 피치 방향의 각가속도와 4개의 모터 회전속도 사이의 상관관계를 알 수 있다.

2.2 2-link 다리 기구학

[Fig. 2]에서는 2-link 구조를 가지는 착륙 시스템의 다리를 나타내었다. 다리 끝단의 좌표 x, y 를 순기구학을 통해서 구하면 다음과 같다.

$$x = l_1 \cos \theta_1 + l_2 \cos (\theta_1 + \theta_2), \quad (3)$$

$$y = l_1 \sin \theta_1 + l_2 \sin (\theta_1 + \theta_2). \quad (4)$$

여기서 l_1 은 첫 번째와 두 번째 조인트 사이의 거리를 나타내며 l_2 는 두 번째 조인트와 다리 끝점 사이의 거리를 나타낸다. θ_1 은 x 축을 기준으로 첫 번째 조인트의 각도를 나타낸다. θ_2 는 두 번째 조인트의 각도를 나타낸다.

순기구학에서 구한 다리 끝단의 좌표 x, y 값으로 각 조인트의 각도 θ_1, θ_2 를 계산하는 역기구학을 구할 수 있다^[12]. 먼저 제 2코사인 법칙을 이용하여 θ_2 를 구하면 다음과 같다.

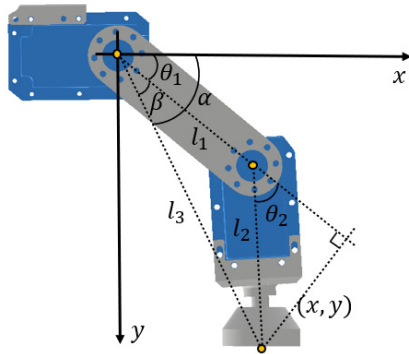
$$l_3^2 = x^2 + y^2, \quad (5)$$

$$l_3^2 = l_1^2 + l_2^2 - 2l_1l_2 \cos (\pi - \theta_2), \quad (6)$$

$$\cos \theta_2 = \frac{l_3^2 - (l_1^2 + l_2^2)}{2l_1l_2}, \quad (7)$$

$$\theta_2 = \cos^{-1} \left(\frac{l_3^2 - (l_1^2 + l_2^2)}{2l_1l_2} \right). \quad (8)$$

이때, l_3 는 첫 번째 조인트에서 다리 끝점까지 거리를 나타낸다.



[Fig. 2] Schematic of 2-link leg

다음으로 θ_2 를 이용해 θ_1 을 구하면 다음과 같다.

$$\alpha = \tan^{-1}\left(\frac{y}{x}\right), \tag{9}$$

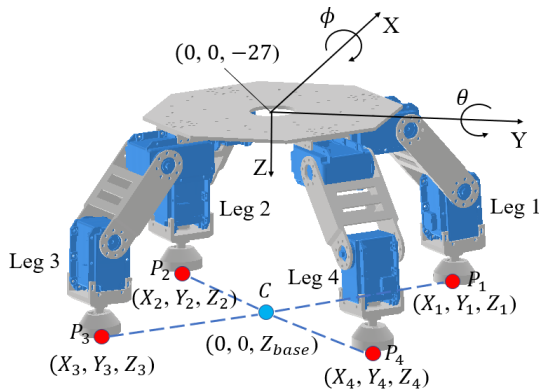
$$\beta = \tan^{-1}\left(\frac{l_2 \sin \theta_2}{l_1 + l_2 \cos \theta_2}\right), \tag{10}$$

$$\theta_1 = \alpha - \beta. \tag{11}$$

이때, α 는 x 축을 기준으로 첫 번째 조인트와 다리 끝단을 이은 직선이 이루는 각도를 나타낸다. β 는 α 에서 θ_1 을 뺀 각도를 나타낸다.

2.3 착륙 시스템의 수평 유지 방법

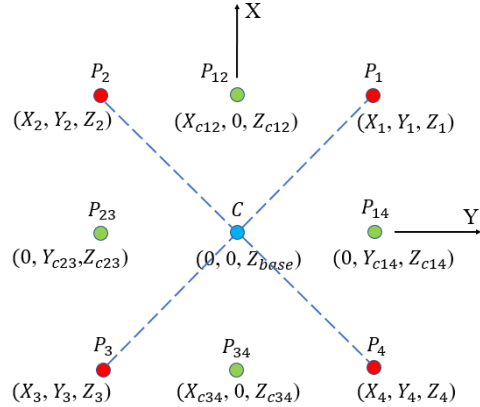
[Fig. 3]은 쿼드콥터의 자세를 나타내는 좌표계로 다리 끝단을 X, Y, Z 좌표로 표현한 것이다. 이때 2.2 장에서의 다리 높이인 y 좌표는 착륙 시스템의 좌표계에서 Z 좌표로 대응된다. 착륙 시스템 다리의 첫 번째 조인트의 중심이 $Z=0$ 의 좌표를 가지며 다리를 고정시키는 판의 경우 Z 축 기준 27 mm 음의 방향에 존재한다.



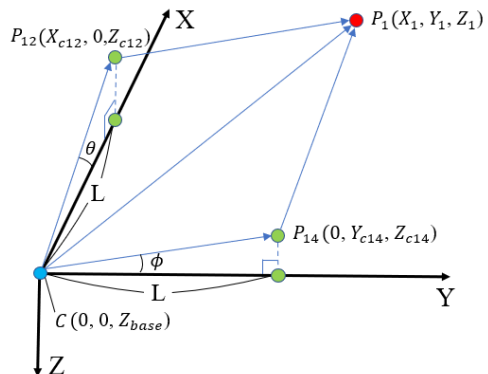
[Fig. 3] Schematic of landing system

착륙 시스템의 각 다리 끝점 4개로 평면을 결정시키기 위해 한 점에서 만나는 두 직선의 조건을 바탕으로 병렬기구기구학에 기반을 둔 수평 유지 방법을 도출하고자 한다^[13,14]. [Fig. 4]에서 빨간 점은 [Fig. 3]에서와 같이 착륙 시스템 다리 끝단의 좌표를 나타낸다. 파란 점 C는 한 점에서 만나는 두 직선의 평면 결정조건에서 교점을 의미한다. 점 C의 좌표값은 쿼드콥터의 몸체 중심의 X, Y 좌표값과 일치하기에 그 값을 0으로 잡고, Z 좌표값은 Z_{base} 로 고정해 평면의 기준으로 잡는다. 초록색 점은 빨간 점들 사이의 중점을 나타내며 쿼드콥터의 롤, 피치의 자세 변화를 반영하고 이를 이용하여 다리 끝단의 좌표, 즉 빨간 점들의 좌표를 결정 짓는 중간 지점으로 활용된다. 착륙 접지면의 수평 유지를 확인하는 프레임이 각 다리 끝에 연결되기에 본 연구에서는 X, Y 좌표는 고정하고 Z 좌표만 변화도록 구성하였다. 따라서 P 점들의 X, Y 좌표의 경우 고정된 길이 L 을 사용하였다. 이때 길이 L 은 중심점 C와 중간지점 $P_{12}, P_{23}, P_{14}, P_{34}$ 사이의 직선거리를 나타낸다. 이를 토대로 구한 $P_1 \sim P_4$ 의 X, Y 좌표값은 $X_1 = X_2 = L, X_3 = X_4 = -L, Y_1 = Y_4 = L, Y_2 = Y_3 = -L$ 이다.

[Fig. 5]에서는 쿼드콥터의 자세 변화가 롤 각도로 ϕ , 피치 각도로 θ 만큼 있을 때 P_1 의 좌표를 추정하는 방식을 도식화



[Fig. 4] Coordinate for deriving leveling algorithm



[Fig. 5] Schematic for calculating P_1

하였다. P_{12} 과 P_{14} 의 Z좌표는 ϕ, θ 회전을 반영하여 구하면 다음과 같다.

$$Z_{cl2} = Z_{base} + L \tan\theta, \tag{12}$$

$$Z_{cl4} = Z_{base} + L \tan\phi. \tag{13}$$

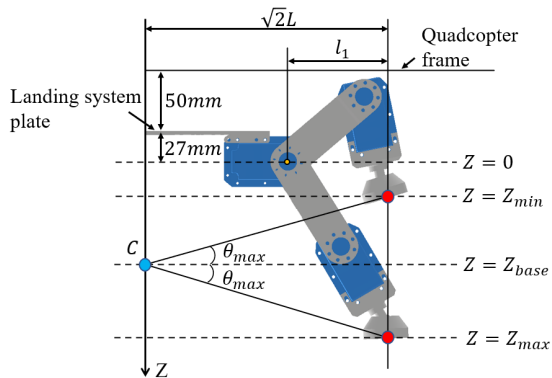
P_1 의 Z좌표는 벡터 $\overrightarrow{CP_{14}}$ 와 $\overrightarrow{CP_{12}}$ 의 Z성분의 합으로 구할 수 있다. 또한, 마찬가지로 방법으로 P_2, P_3, P_4 의 Z좌표를 구하면 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} Z_1 \\ Z_2 \\ Z_3 \\ Z_4 \end{bmatrix} = Z_{base} + L \begin{bmatrix} \tan\phi + \tan\theta \\ -\tan\phi + \tan\theta \\ -\tan\phi - \tan\theta \\ \tan\phi - \tan\theta \end{bmatrix}. \tag{14}$$

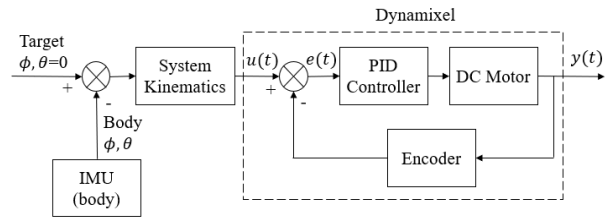
식 (14)은 자세 변화 발생 시 다리가 위치하게 될 좌표를 나타낸다. 이는 ϕ, θ 의 조합에 따라 두 개의 다리씩 묶인다. 즉 두 개의 다리가 올라가면 다른 두 개의 다리가 내려가는 방식이다. 따라서 쿼드콥터가 어떠한 자세를 가지더라도 4개 다리의 끝점은 한 점에서 만나는 두 직선의 조건을 충족하여 평면을 형성할 수 있다.

앞서 도출된 결과는 자세 변화가 발생하였을 때 각 다리의 위치를 낸다. 따라서 이 값과 크기는 같고 방향은 반대로 하여 Z축만큼 다리를 이동시키면 착륙 시스템의 다리 끝단이 수평을 유지하는 방법이 도출된다.

[Fig. 6]에서는 한 개의 다리가 동작 가능한 영역을 도식화하였다. 첫 번째 조인트를 $Z=0$ 로 기준잡고 Z 축 방향으로만 다리가 동작하기에 $L=140mm$ 로 고정하였다. 다리의 끝이 가장 아래에 위치하였을 때 $Z_{max}=131mm$, 가장 위에 위치하였을 때 $Z_{min}=29mm$ 의 값을 가진다. 이를 토대로 중심점 C의 높이인 Z_{base} 와 다리 끝이 만드는 평면의 최대 각도 θ_{max} 를 다음과 같이 구할 수 있다.



[Fig. 6] Schematic for leg motion



[Fig. 7] Control block diagram of landing system

$$Z_{base} = (Z_{max} + Z_{min})/2, \tag{15}$$

$$\theta_{max} = \tan^{-1}((Z_{max} - Z_{base})/\sqrt{2}L). \tag{16}$$

쿼드콥터 비행 중 자세 변화 및 2-link 다리구조 특성을 종합적으로 고려하여 θ_{max} 를 20 도가 되도록 다리길이를 $l_1 = 80mm$, $l_2 = 85mm$ 로 설계하였다.

2.4 착륙 시스템 제어

[Fig. 7]는 착륙 시스템의 제어 블록선도를 나타낸다. 입력으로는 착륙 접지면의 수평 유지를 하고자 물, 피치 목표 각도 0도를 둔다. 쿼드콥터의 자세 변화 발생 시 쿼드콥터에 부착된 IMU 센서로 물, 피치 각도를 측정하여 크기는 같고 방향이 반대되게 입력값에 더해주어 착륙 시스템의 기구학식에 대입한다. 시스템의 기구학에 입력값으로 주어진 ϕ, θ 로부터 식 (14)에 적용 시 $Z_1 \sim Z_4$ 의 좌표가 도출된다. 이를 식 (5)~(11)의 y 좌표에 대입하면 8개 조인트의 목표 각도 값 $u(t)$ 가 도출된다. 이를 다이나믹셀의 PID 제어 페루프에 입력값으로 주어 위치제어를 시행한다.

$$A(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{de(t)}{dt}. \tag{17}$$

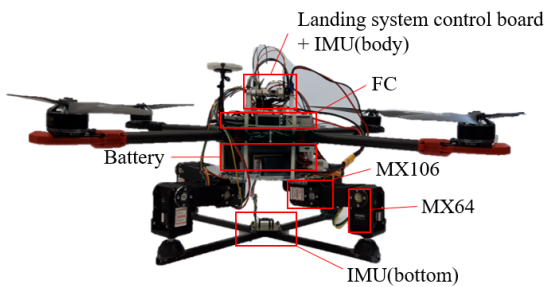
식 (17)은 PID 제어를 수식으로 표현한 것이다. $A(t)$ 는 다이나믹셀의 위치 제어를 위한 값이다. $e(t)$ 는 다이나믹셀 동작의 목표 각도 $u(t)$ 와 실제 각도 $y(t)$ 의 차이인 오차를 의미한다. K_p 는 PID 제어 비례항 계수이고, K_i 는 적분항 계수이며, K_d 는 미분항 계수이다. PID 제어는 비례항으로 오차의 크기를 고려하고, 적분항으로 누적오차를 고려하며 미분항을 통해 오차의 변화속도를 고려하여 제어하는 기법이다^[15]. 본 연구에서의 PID제어의 K_p, K_i, K_d 계인 값은 실험을 통해 목표 제어성능을 충족시키는 값을 찾아 사용하였다.

3. 실험

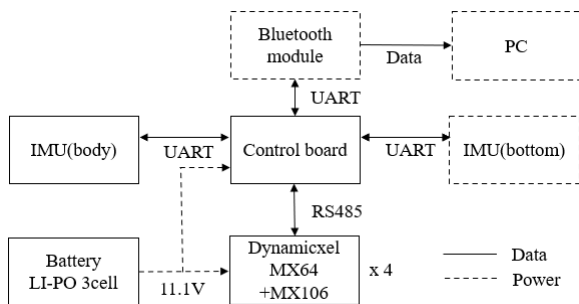
3.1 실험에 사용된 시스템 개요

실험에 사용된 시스템은 쿼드콥터와 2-link 구조를 가진 4개의 다리로 구성된 착륙 시스템의 결합으로 구성되어 있으며 형상은 [Fig. 8]과 같다. 착륙 시스템은 쿼드콥터와 독립적으로 구성되어 탈 부착하여 다른 쿼드콥터나 드론에도 사용 가능하다. 착륙 시스템의 다리는 쿼드콥터의 좌표계 기준으로 45도 만큼 회전된 방향으로 배치하였다. 그 이유는 하부에 카메라 장착 시 시야 확보에 이점이 있기 때문이다. 다리의 끝단에는 조인트 받을 장착하고 착륙 시스템 착륙 접지면의 각도를 측정하고자 4개의 받을 X 모양으로 만든 탄소섬유 사각 파이프 로 연결하였다.

[Fig. 9]에서는 착륙 시스템의 주요 구성품의 연결 상황을 도식화한 자료이다. 먼저 점선 박스로 표시된 부품은 착륙 시스템 동작에 직접적으로 사용되는 것은 아니지만 수평 유지 방법의 검증실험에 필요한 부품을 나타낸 것이다. LI-PO 3 cell 배터리는 착륙 시스템의 제어 보드와 다이내믹셀에 전원을 공급한다. 제어보드를 중심으로 액추에이터인 다이내믹셀을 RS485 통신을 이용하여 제어를 실시한다. 또한 UART (Universal asynchronous receiver/transmitter) 통신으로 IMU센서 두 개와 블루투스 모듈을 제어보드에 연결하였다. IMU센서 두 개 중 한 개는 쿼드콥터의 자세의 롤, 피치 각도를 측정



[Fig. 8] Configuration of system



[Fig. 9] Component block diagram

[Table 2] Quadcopter and landing system hardware description

Total	Size	W800 × D800 × H300 mm
	Weight	2.5 kg (Quadcopter) + 2 kg (Landing system)
Quadcopter	FC	DJI A3
	ESC	XRotor PRO 40 A
	BLDC Motor	MN4014 400 KV
	Prop	Carbon 16 inch
	Battery	LI-PO 6 cell 22.2 V 5200 mAh
Landing system	Control board	OpenCR1.0
	IMU	EBIMU9DOFV4
	Actuator	Dynamicxel MX64+MX106
	Battery	LI-PO 3 cell 11.1 V 1600 mAh

*FC: Flight Controller

*ESC: Electronic Speed Controller

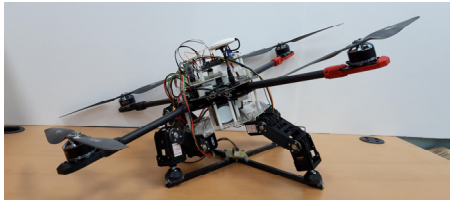
하며 이 값은 착륙 시스템의 바닥 수평 유지에 사용되는 데이터이다. 다른 한 개의 IMU센서는 착륙 시스템 끝단을 연결한 X 모양 사각 파이프 중심에 위치하여 착륙 시스템 바닥의 롤, 피치 각도를 측정하며 수평유지를 검증하는 목적이며 다리 제어에는 쓰이지 않는다. 블루투스 모듈은 IMU센서로부터 측정된 쿼드콥터와 착륙 시스템 바닥의 롤, 피치 각도를 시스템 제어주기 40 ms로 PC에 데이터를 보내주는 역할을 하여 비행 중 데이터 수집을 위해 사용되었다.

[Table 2]에서는 쿼드콥터와 착륙 시스템의 하드웨어 구성을 나타낸다. 쿼드콥터의 모터와 프로펠러는 쿼드콥터에 착륙 시스템을 장착하고도 1 kg의 여유 페이로드가 있도록 선정되었다. 착륙 시스템은 5 kg의 상단 부하에 동작 가능하게 다이내믹셀 MX64와 MX106의 조합으로 1개의 다리를 구성하며 이러한 다리 4개의 조합으로 시스템을 구성한다. 이때 각 다리의 첫 번째 조인트에서의 부하가 더 크기에 최대 토크가 더 큰 MX106을 사용하고 두 번째 조인트는 MX64를 사용하였다. 배터리는 쿼드콥터 및 착륙 시스템의 동작 시간이 10 분이 되도록 소모 전력을 고려해 선정했다.

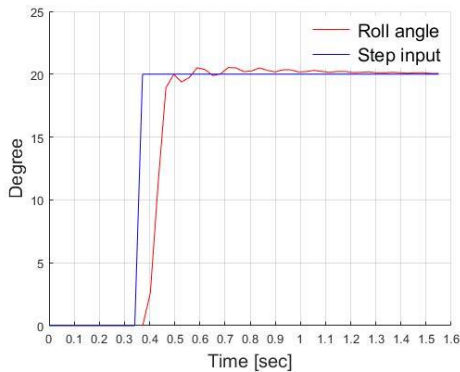
3.2 계단함수 입력 실험

[Fig. 10]에서는 착륙 시스템을 지면 위에 두고 롤방향으로 20도를 계단함수 입력으로 주었을 때 형성된 자세의 모습을 나타낸다.

[Fig. 11]은 실험의 결과 그래프를 나타낸다. 제어 성능을 살펴보면 실험에서 측정된 최댓값이 20.51 도이고 이를 이용하여 퍼센트 오버슈트를 구하면 2.5%값을 가진다. 계단함수 입력 값 20도 기준으로 0.1배에서 0.9 배까지 걸린 시간 즉 상승 시



[Fig. 10] Environment of step input experiment



[Fig. 11] Step input experiment result graph

간은 0.06 초이다. 2%이내의 오차로 들어와 수렴하는 정착 시간은 0.5 초이다. 주어진 시스템에 3%이내의 오버슈트가 있거나 상승시간을 최소화 하였기에 유동적으로 자세가 변화하는 상황에서는 오히려 더 적합하다. 주어진 시스템은 신속한 변화 대응 위해 목표성능 퍼센트 오버슈트 5%이내, 상승시간 0.1 초 이내로 잡았고 이를 잘 충족시키는 결과를 얻었다.

3.3 6축 스튜어트 플랫폼에서 실험

6축 스튜어트 플랫폼은 X, Y, Z 축 방향 병진 운동과 회전운동을 구현할 수 있는 장치이다^[16]. 가속도가 존재하며 롤, 피치 각도가 변하는 동적인 상황에서 착륙 시스템의 수평 유지 성능을 확인하고자 6축 스튜어트 플랫폼을 사용하였다. [Fig. 12]에서와 같이 스튜어트 플랫폼 위에 쿼드콥터를 뒤집어 부착하여



[Fig. 12] Environment of stewart platform experiment

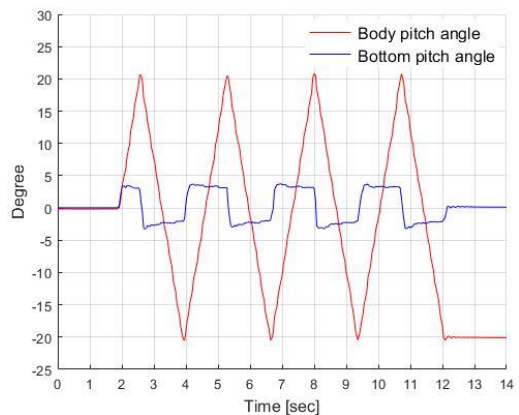
스튜어트 플랫폼과 쿼드콥터 몸체의 자세 변화를 일치시켰다. 실험은 2가지로 진행되었으며 첫 번째 실험은 피치 각도만 20도에서 -20도 사이를 반복하여 변화하는 상황이다. 그리고 두 번째 실험은 롤과 피치 각도가 동시에 변화하는 상황에서 실시되었다.

3.3.1 피치각도 변화 실험

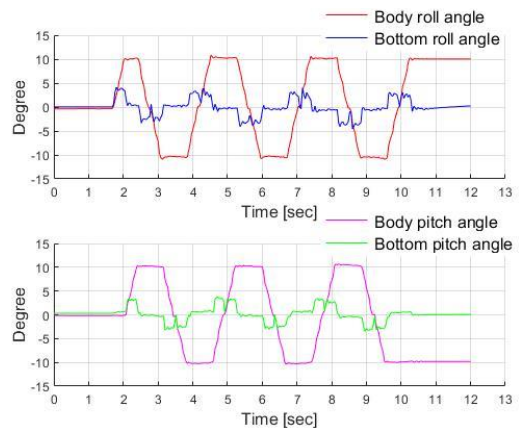
[Fig. 13]은 피치 각도만 -20도에서 20도 사이를 반복하여 변화하는 상황의 실험 결과이다. 스튜어트 플랫폼은 0도에서 20도까지 변화에 0.68 초가 소요되어 29.4도/초의 각속도로 실험이 실시되었다. 스튜어트 플랫폼의 각도가 변화할 때에 착륙 시스템 바닥의 피치각도는 2.04도에서 3.7도 사이의 값을 가졌고 이는 각도변화 추종으로 발생하는 오차 값이다. 12초부터는 쿼드콥터의 자세가 -20도로 변화가 없으며 착륙 시스템이 수렴한 바닥의 피치각도는 0.13도로 확인되었다. 즉 각속도가 있을 때는 추종으로 인해 약 2도에서 4도 사이의 차이가 보이지만 특정 각도로 유지되는 상황에서는 1도 이내의 오차를 보였다.

3.3.2 롤, 피치각도 동시 변화 실험

[Fig. 14]는 스튜어트 플랫폼의 롤, 피치 각도를 -10도에서 10도 사이를 반복 동작하여 얻은 실험 결과이다. 3.2.1 장의 실



[Fig. 13] Pitch angle changing experiment result graph



[Fig. 14] Roll and pitch angle changing experiment result graph

힘과 마찬가지로 스튜어트 플랫폼이 30 도/초 크기의 각속도로 동작할 때 착륙 시스템 바닥의 각도가 2 도에서 4 도 사이의 오차가 있었다. 그리고 각속도가 없어 각도 값이 일정한 상황에서는 1 도 이내의 오차를 보였다. 이를 통해 롤, 피치 각도가 동시에 변화하는 상황에서도 수평 유지 방법의 적합성을 확인하였다.

3.4 비행 중 착륙 시스템 바닥의 수평 유지

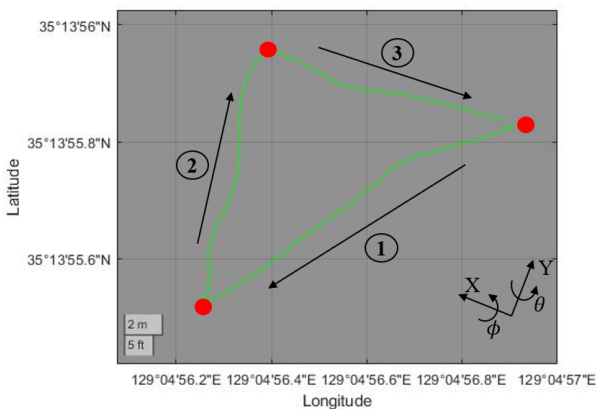
쿼드콥터의 비행 중에는 이동과정에서 형성되는 자세 변화 뿐만 아니라 바람이라는 외란에 의한 영향도 받는다. 비행과정을 객관화하기 위해 12~18 m 사이의 거리를 가지는 3개의 way point 지점을 직각 삼각형 형태로 지정하여 비행하였다. 비행은 상공 18 m에서 실시하였고 지정된 way point를 이동 중 최고속도는 3.8 m/s였다.

[Fig. 15]는 비행 도중 착륙 시스템의 바닥이 수평을 유지하는 모습을 나타내었다. [Fig. 16]에서 초록색 궤적은 실제 비행한 경로를 나타낸다. 빨간 점은 3개의 waypoint의 위치를 나타내며 화살표는 어느 방향으로 비행하였는지 나타낸다. 우측 하단의 좌표계는 첫 번째 waypoint에서 출발 기준으로 표현하였다.

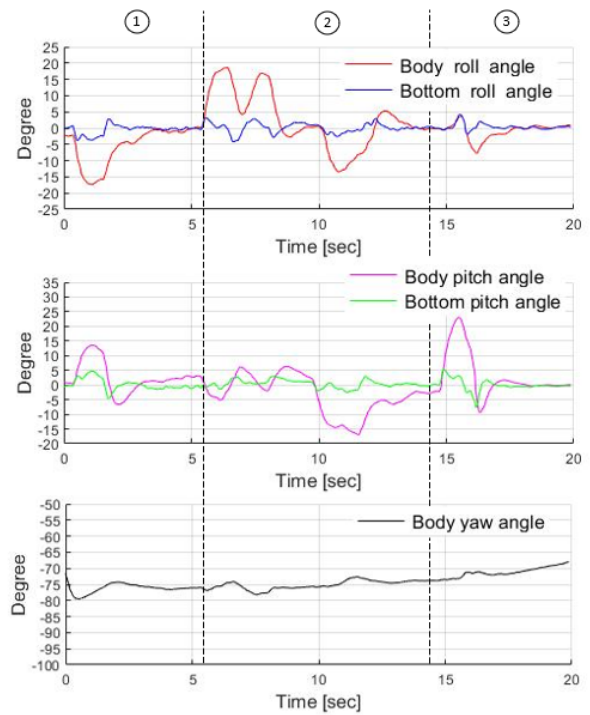
[Fig. 17]은 비행 도중 쿼드콥터의 자세 각도 및 착륙 시스템 바닥의 롤, 피치 각도를 각각을 비교한 결과 그래프와 실험 중 쿼드콥터의 요 각도의 변화를 나타낸 그래프이다. 요 각도의 경우 -79.41 도부터 -68.57 도 사이에서 변화가 있었으며 비행



[Fig. 15] Leveling bottom of landing system during flight



[Fig. 16] Real flight path and waypoint on map



[Fig. 17] Flight experiment result graph

중 급격한 변화는 없었다. waypoint 비행의 출발지점에서 다음 지점으로 가는 도중의 경향을 보면 처음에는 가속하여 쿼드콥터의 자세가 변하고 도착지점에 도달 전에는 감속을 위해 가속할 때와는 반대 방향으로 자세가 변화함을 실험 결과에서 알 수 있다.

쿼드콥터의 자세 변화에도 바닥면에 장착된 IMU센서를 통해 측정된 롤 피치 각도의 경향으로 보면 자세가 급변하는 순간에는 그 값의 추종에 시간이 걸려 함께 급변하는 모습이 보인다. 일부 구간에서 착륙 시스템 하드웨어가 보상 가능한 각도를 넘어서는 자세에서는 5 도 이상의 값을 일시적으로 보이기도 하였다. 일반적인 상황인 3.3장의 실험에서 기준이 된 30 도/초 이하의 각속도가 있을 때 바닥면이 4도 이내의 각도 값을 가지며 이는 도로설계 시 기준인 평탄도로 관정받는 5 도의 기준을 충족시켜 수평 유지 방법의 타당함을 확인하였다¹⁷⁾.

4. 결 론

본 논문에서는 쿼드콥터의 자세 변화에도 착륙 시스템의 착륙 접지면이 수평을 유지하는 방법을 제안하였다. 2-link 다리 4개를 사용한 착륙 시스템은 평면의 결정조건으로 도출된 수평 유지 방법을 사용하였다. 이를 바탕으로 착륙 시스템은 최대 20 도까지 쿼드콥터의 롤, 피치 자세 변화에도 바닥 면이

수평을 유지할 수 있게 설계되었다. 이러한 시스템은 스텔러트 플랫폼 및 비행 실험에서 각속도가 30 도/초 이내로 형성된 상황일 때 4 도 이내의 오차, 각속도가 없는 상황일 때 1 도 이내의 오차를 보이며 수평 유지를 확인하였다. 향후 본 연구에서 사용된 수평 유지 방법 및 착륙 시스템을 이용해 이동하는 차량 또는 선박을 카메라로 인식하여 그 위에 안정적으로 착륙하는 연구를 진행할 것이다.

References

- [1] Merriam-Webster.com Dictionary - "Drone", [Online] <https://www.merriam-webster.com/dictionary/drone>, Accessed: Jan. 18, 2021.
- [2] S. M. Sung and J. O. Lee, "Accuracy Assessment of Parcel Boundary Surveying with a Fixed-wing UAV versus Rotary-wing UAV," *Journal of the Korean Society of Surveying, Geodesy, Photogrammetry and Cartography*, vol. 35, no. 6, pp. 535-543, 2017, DOI: 10.7848/ksge.2017.35.6.535.
- [3] Y.-M. Kim and W.-B. Baek, "Gyro Effect Control of the Quadrotor UAV using Feedback Linearization," *The Journal of Korea Robotics Society*, vol. 15, no. 3, pp. 248-255, Sept., 2020, DOI: 10.7746/jkros.2020.15.3.248.
- [4] H. SHAKHATREH, A. H. SAWALMEH, A. AL-FUQAHA, Z. DOU, E. ALMAITA, I. KHALIL, N. S. OTHMAN, A. KHREISHAH, and M. GUIZANI, "Unmanned aerial vehicles (UAVs): A survey on civil applications and key research challenges," *IEEE Access*, vol. 7, pp. 48572-48634, 2019, DOI: 10.1109/ACCESS.2019.2909530.
- [5] M. D. Simoni, E. Kutanoglu, and C. G. Claudel, "Optimization and analysis of a robot-assisted last mile delivery system," *Transportation Research Part E: Logistics and Transportation Review*, vol. 142, Oct., 2020, DOI: 10.1016/j.tre.2020.102049.
- [6] D.-J. Lee, "Autonomous unmanned flying robot control for reconfigurable airborne wireless sensor networks using adaptive gradient climbing algorithm," *The Journal of Korea Robotics Society*, vol. 6, no. 2, pp. 97-107, Jun., 2011, DOI: 10.7746/jkros.2011.6.2.097.
- [7] J. Kiefer, M. Ward, and M. Costello, "Rotorcraft hard landing mitigation using robotic landing gear," *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, vol. 138, no. 3, 2016, DOI: 10.1115/1.4032286.
- [8] S. Jung, J. Koo, K. Jung, H. Kim, and H. Myung, "Vision-based Autonomous Landing System of an Unmanned Aerial Vehicle on a Moving Vehicle," *The Journal of Korea Robotics Society*, vol. 11, no. 4, pp. 262-269, Dec., 2016, DOI: 10.7746/jkros.2016.11.4.262.
- [9] S. Lee, J. Kawk, and B. Chu, "Study of a Leveling Mobile Platform for Take-off and Landing of Unmanned Aerial Vehicles," *Journal of the Korean Society of Manufacturing Process Engineers*, vol. 19, no. 4, pp. 85-92, 2020, DOI: 10.14775/ksmpe.2020.19.04.085.
- [10] M. Waliszewicz, K. Wojtowicz, Z. Rochala, and E. Balestrieri, "The Design and Implementation of a Custom Platform for the Experimental Tuning of a Quadcopter Controller," *Sensors*, vol. 20, no. 7, 2020, DOI: 10.3390/s20071940.
- [11] M. Etemadi, "Mathematical Dynamics, Kinematics Modeling and PID Equation Controller of QuadCopter," *International Journal of Applied Operational Research-An Open Access Journal*, vol. 7, no. 1, pp. 77-85, 2017, [Online], <http://ijorlu.liu.ac.ir/article-1-503-en.html>.
- [12] K. M. Lynch and F. C. Park, *Modern Robotics (Mechanics, Planning, and Control)*, Cambridge University Press, pp. 215-217, 2017, [Online], <https://www.amazon.com/Modern-Robotics-Mechanics-Planning-Control/dp/1107156300>.
- [13] *Dummies - Four Ways to Determine a Plane*, [Online], <https://www.dummies.com/education/math/geometry/four-ways-determine-plane>, Accessed: Jan 18, 2021.
- [14] M. H. Abedinnasab and G. R. Vossoughi, "Analysis of a 6-DOF redundantly actuated 4-legged parallel mechanism," *Nonlinear Dynamics*, vol. 58, no. 4, pp. 611-622, 2009, DOI: 10.1007/s11071-009-9504-1.
- [15] K. H. Ang, G. Chong, and Y. Li, "PID control system analysis, design, and technology," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 13, no. 4, pp. 559-576, 2005, DOI: 10.1109/TCST.2005.847331.
- [16] E. F. Fichter, "A Stewart platform-based manipulator: general theory and practical construction," *The International Journal of Robotics Research*, vol. 5, no. 2, pp. 157-182, 1986, DOI: 10.1177/027836498600500216.
- [17] Y.-S. Kim, W.-B. Cho, and J.-K. Kim, "Terrain classification for road design," *International Journal of Highway Engineering*, vol. 13, no. 4, pp. 221-229, 2011, DOI: 10.7855/IJHE.2011.13.4.221.



권영근

2019 부산대학교 기계공학부 학사
2019~현재 부산대학교 전기전자공학과 석사과정

관심분야: 지능로봇시스템 설계 및 제어, 로보틱스 및 응용



최지욱

2017 경남과학기술대학교 전자공학과 학사
2019 부산대학교 전기전자컴퓨터공학과 석사
2019~현재 부산대학교 전기전자공학과 박사과정

관심분야: 로봇시스템 설계 및 제어, 마이크로프로세서 응용



천동훈

2017 부경대학교 전자공학과 학사
2019~현재 부산대학교 전기전자공학과 석사과정

관심분야: 마이크로프로세서 응용 및 제어, 로봇 설계, 모델링



강호선

2017 부산대학교 항공우주공학과 학사
2019 부산대학교 전기전자컴퓨터공학과 석사
2019~현재 부산대학교 전기전자공학과 박사과정

관심분야: 지능 로봇, 딥러닝, 컴퓨터 비전



황성현

2017 경남과학기술대학교 메카트로닉스 공학과 학사
2020~현재 부산대학교 전기전자공학과 석사과정

관심분야: 마이크로프로세서 응용 및 제어, 선형 시스템



이장명

1980 서울대학교 전자공학과 학사
1982 서울대학교 전자공학과 석사
1990 미국 남기주대학교 전자공학과 박사
1992~현재 부산대학교 전자공학과 교수

관심분야: 특수환경 Navigation and Localization, 지능로봇시스템 설계 및 제어, 마이크로프로세서 응용