

비전센서가 결합된 쿼드콥터형 비행로봇의
자율비행 연구

I. 서론

본 논문에서는 쿼드콥터형 비행로봇의 구조 설계, 탑재장비 선정 및 개발을 통하여 비행로봇 시스템을 완성하고, 이를 가지고 비행실험을 통한 실험적 모델링, 자세 제어기, 고도제어기를 설계하고 비전 센서를 이용하여 위치 추정 및 위치 제어를 설계하였다. 이렇게 설계된 시스템을 이용하여 자동이륙 후 물체의 트래킹 및 자동 착륙을 최종 목표로 한다.

구조 설계시 조립 및 이동의 신속함, 원활함을 고려한 최적 구조설계 및 비행로봇의 특성을 고려하여 무게를 최소화 하기위해 탄소 섬유 소재의 쿼드콥터형 비행체를 제작하였다.

설계된 비행로봇의 동역학 분석을 통한 운동 방정식을 도출하고 비행실험을 통하여 모델링을 수행하였다. 모델의 계수들은 실제 비행데이터를 이용한 PEM(Prediction Error Method)을 이용하여 얻었다.

이 추정된 모델을 바탕으로 Multi loop 기법을 이용한 자세 제어기를 설계하였으며, 고도 제어기 또한 Multi loop 기법을 이용하여 설계하였다. 비전센서의 Color Tracking 기능과 김발을 이용하여 쿼드콥터와 임의의 물체와의 상대거리 및 고도를 얻고 이를 이용하여 위치 및 고도제어 하였다.

마지막으로 자동 이착륙 알고리즘을 설계하였으며, 이를 비행 실험을 통하여 검증 하였다.

II. 쿼드콥터형 비행로봇 시스템

1. 비행로봇 설계 및 제작

비행로봇의 특성상 구조물의 무게를 최소화 하고, 조립 및 이동의 신속함, 원활함을 고려한 최적 구조 설계 및 탄소 섬유 소재의 경량 쿼드콥터 비행체를 제작하였다.



그림 1 설계된 쿼드콥터형 비행로봇

모든 구조물은 3D 설계 프로그램을 이용하여 설계하였다.

다음 표는 비행체의 외형 제원 이다.

비행체 외형 제원	
가로	920mm
세로	920mm
높이	250mm
무게	1.5 kg

2. FCS

다음 그림은 FCS의 블록선도 이다. FCC 보드를 통하여 송수신기를 통한 데이터의 이동을 관장하고 센서를 이용하여 자세 및 위치 고도를 제어 할 수 있도록 하였다.

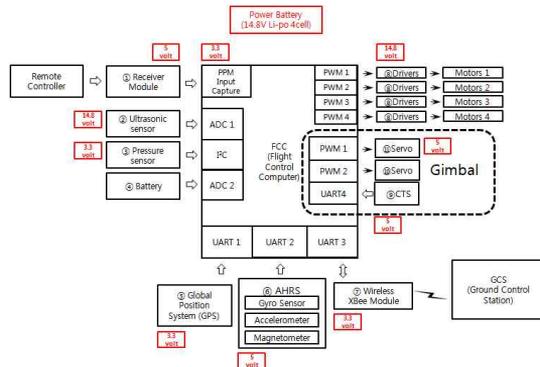


그림 2 FCS 블록선도

2.1 CTS v3.0

CTS V3.0은 한국의 (주)바람시스템社에서 만들어진 비전 센서로서 실내 자율 비행시 시각을 기반으로 Target의 움직임을 인식하고 비행 로봇과 물체간의 상대적 거리를 측정하는 시각기반의 위치 인식 시스템으로 사용되었다.

사용되어진 비전 센서의 제원은 다음과 같다.



그림 3 CTS V3.0

Power 요구사항	5 VDC (직류 전압), 최대 전류 : 0.03 [A]
출력 신호	USB 1.1, RS-232 (2400~115200bps)
CAMERA	CMOS (VGA)
Image Area	240 X 180
Frame Rate	15 ~ 30 fps
크기	48 mm X 38 mm
무게	17g

2.2 김발

2.2.1 김발 시스템

본 연구를 위하여 자체 설계/제작한 2축(롤/피치 축) 김발 시스템은 구조물, 각 축의 구동을 위한 서보모터로 구성되어 있다. 구조물은 제작성과 조립성, 수리 시 효율을 위하여 아크릴을 사용하였고 장착되는 비행로봇의 기체 축과 일치시켜 롤 축과 피치축의 구동이 가능하도록 제작하였다. 구동기의 경우 RC 서보모터를 구조물과 직결하여 사용하였다. 제어 알고리즘 연산을 위한 MCU를 따로 두지 않고 FCC를 사용하여 제어 알고리즘을 연산하였다. 이때 FCC의 작업부하를 고려하여 안정화 기능을 제외한 추적 기능만을 실행하도록 하였고 비전센서와 비행로봇과의 각도 정보는 RC 서보모터 내부의 Potential-meter의 값을 사용하였다. 다음은 설계된 김발의 주요 제원이다.

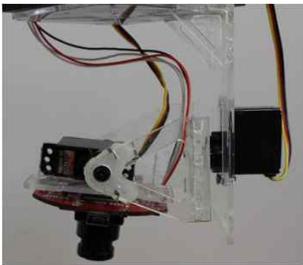


그림 4 김발 시스템

구동 범위	Roll, Pitch : 45 degree
통신 신호	PWM
Axis	2-Axis
무게	77 g (비전센서 미포함)

2.2.2 제어기 설계

김발의 추적 제어기는 CTS센서의 색 추적 결과를 이용하여 항상 CTS 센서 중앙에 타겟이 위치하도록 하였다. 이때 사용된 제어기법은 I 제어를 사용하였으며 그 형태는 다음과 같다.

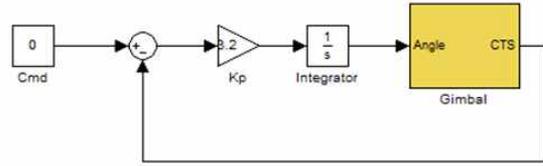


그림 5 김발의 물체 추적 제어기

III. 동적모델링 및 제어기 설계

1. 동적모델링

1.1 비행 원리

E Earth fixed frame

B Body fixed frame

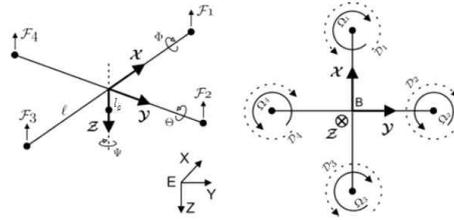


그림 6 비행로봇의 축 정의

비행로봇의 자세제어는 모터들의 추력이 균형을 이루는 평형상태를 중심으로 이루어지며, 총 추력의 합은 비행로봇이 호버링 하기에 충분하여야 한다. 식 3.1 에서는 위 그림에서 정의된 모터의 각각의 추력 F_n 을 정의하고 있으며, b_n 는 모터의 추력계수, Ω_n 는 각 모터의 회전속도를 나타낸다. 총 추력의 합 F_T 는 각각의 모터의 추력의 합과 같게 되고, 비행로봇이 호버링하기 위해서 식 3.2의 관계가 만족되어야 한다. 이때 m 은 쿼드로터의 무게, g 는 중력가속도를 나타낸다.

$$\begin{aligned} F_1 &= b_1 \Omega_1^2 \\ F_2 &= b_2 \Omega_2^2 \\ F_3 &= b_3 \Omega_3^2 \\ F_4 &= b_4 \Omega_4^2 \end{aligned} \quad \text{식 3.1}$$

$$F_T = F_1 + F_2 + F_3 + F_4 = mg \quad \text{식 3.2}$$

결국, 비행로봇의 자세변화는 각각의 모터 추력변화의 조합에 따라 이루어진다. 롤, 피치, 요 운동을 하는 동안 전체추력의 합은 변화가 없는 채로 모터의 회전속도를 증가 또는 감소를 시키면서 추력을 조절한다.

$$\begin{cases} U_1 = (F_1 + F_2 + F_3 + F_4) \\ U_2 = l(-F_2 + F_4) \\ U_3 = l(F_1 - F_3) \\ U_4 = d(-F_1 + F_2 - F_3 + F_4) \end{cases} \quad \text{식 3.3}$$

각 모터의 추력의 변화에 따라 식 3.3와 같이 모멘트와 힘이 발생한다. l 은 중심으로부터 프로펠러의 중심까지의 거리, d 는 항력계수를 나타내며, 여기서 U_1 은 전체추력의 합에 의한 힘으로 정의하였고, U_2 , U_3 , U_4 는 각각 Roll 모멘트, Pitch 모멘트, Yaw 모멘트로 각 모터의 추력차이에 의한 모멘트로 정의하였다.

1.2 운동방정식

비행로봇의 운동방정식은 뉴턴-오일러 방식을 이용하여 유도하였다. 운동방정식의 기준을 기체고정 좌표계로 하였으며 유도된 식은 식 3.4와 같다.

$$\begin{cases} \dot{u} = vr - wq - g s \theta \\ \dot{v} = wp - ur + gc \theta s \phi \\ \dot{w} = uq - vp + gc \theta c \phi - \frac{U_1}{m} \\ \dot{p} = \frac{(I_{yy} - I_{zz})qr + U_2 - d_x p - mgl_g s \phi}{I_{xx}} \\ \dot{q} = \frac{(I_{zz} - I_{xx})pr + U_3 - d_y q - mgl_g s \theta}{I_{yy}} \\ \dot{r} = \frac{(I_{xx} - I_{yy})pq + U_4 - d_z r}{I_{zz}} \end{cases} \quad \text{식 3.4}$$

식 3.4를 최종 운동방정식은 식 3.5와 같이 변환하여 사용하면 된다.

$$\begin{bmatrix} \ddot{X} \\ \ddot{Y} \\ \ddot{Z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & c\psi s\theta s\phi - s\psi c\phi & c\psi s\theta c\phi + s\psi s\phi \\ s\psi c\theta & s\psi s\theta s\phi + c\psi c\phi & s\psi s\theta c\phi - s\psi s\phi \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} \quad \text{식 3.5}$$

$$\begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi \tan\theta & \cos\phi \tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi \sec\theta & \cos\phi \sec\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix}$$

1.3 Parameter ID

운동방정식의 Parameter 값을 실험적으로 구하기 위해 Roll, Pitch, Yaw의 운동방정식을 호버링 포인트에서 선형화 후 전달함수로 변환하면 다음과 같다.

$$\begin{cases} \frac{\phi}{U_2} = \frac{1}{I_{xx}s^2 + d_x s + mgl_g} \\ \frac{\theta}{U_3} = \frac{1}{I_{yy}s^2 + d_y s + mgl_g} \\ \frac{r}{U_4} = \frac{1}{I_{zz}s + d_z} \end{cases} \quad \text{식 3.6}$$

식 3.6에 모터에 의한 전달함수를 추가하면 다음과 같다.

$$\begin{cases} \phi \\ \frac{U_{2cmd}}{\tau_\phi s + 1} \\ \theta \\ \frac{U_{3cmd}}{\tau_\theta s + 1} \\ \frac{r}{U_{4cmd}} \end{cases} = \frac{1}{\tau_\phi s + 1} \frac{1}{I_{xx}s^2 + d_x s + mgl_g} \quad \text{식 3.7}$$

쿼드콥터형 비행로봇의 주요 입력값인 U_2, U_3, U_4 값을 직접 인가하여 비행로봇의 자세를 유지하기는 어려움으로 PD제어기를 포함하여 Parameter ID를 실시하였다. 위의 식 3.7에 PD제어기를 포함하면 다음과 같다.

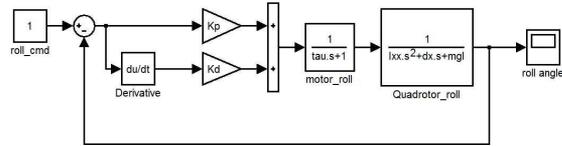


그림 7 PD제어기를 포함한 쿼드콥터형 비행로봇의 Roll 모델

이를 mason's gain rule을 이용하면 다음과 같이 전달함수 형태로 나타낼 수 있다.

$$\begin{cases} \phi \\ \phi_{cmd} \\ \theta \\ \theta_{cmd} \\ r \\ r_{cmd} \end{cases} = \frac{K_p + K_d s}{\tau_\phi I_{xx} s^3 + (I_{xx} + d_x \tau_\phi) s^2 + (mgl_g \tau_\phi + d_x + K_d) s + mgl_g + K_p} \quad \text{식 3.21}$$

Roll, Pitch 축의 경우 3차의 전달함수 형태가 되었으며, Yaw축은 2차 전달함수 형태이다. 이렇게 정해진 모델의 계수들은 예측 오차 기법을 통하여 구하였으며, 그 과정은 다음의 그림과 같이 표현할 수 있다.

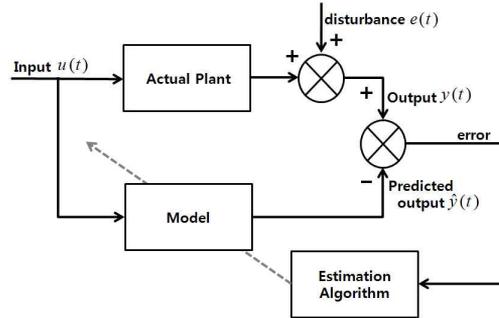


그림 8 모델 추정 과정

모델 추정을 위한 실험은 총 6회 이루어졌으며 사용된 제어 게인 값은 Roll, Pitch축의 경우 $K_p : 0.8, K_d : 0.3$ Yaw축의 경우 $K_p : 15$ 가 사용되었다. 비행데이터를 가지고 얻은

parameter 값을 pzmap에서 나타내었다.

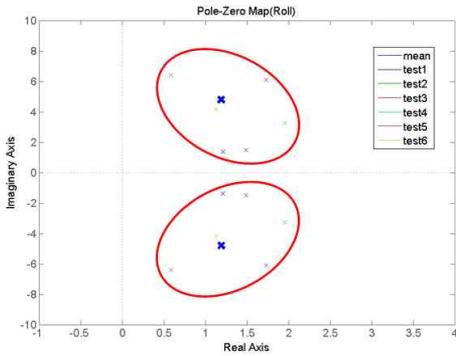


그림 9 Roll model pzmap

이렇게 구해진 각 parameter 들로 구한 최종 모델은 다음과 같다.

$$\begin{cases} \dot{p} = \frac{-0.0178qr + U_2 + 0.0484p - 0.4973s\phi}{0.0203} \\ \dot{q} = \frac{0.015pr + U_3 + 0.0385q - 0.3175s\theta}{0.0175} \\ \dot{r} = \frac{0.0028pq + U_4 - 0.0299r}{0.0353} \end{cases} \quad \text{식 3.25}$$

비행데이터를 사용한 Parameter ID를 통하여 얻어낸 모델의 검증은 자세제어기 설계시 시뮬레이션과 비행데이터의 비교를 통하여 실시하겠다.

2. 자세제어기 설계

앞서 구한 쿼드로터형 비행로봇의 수학적 모델을 바탕으로 자세제어기를 설계하였다. 쿼드로터형 비행로봇의 자세 제어기 구조는 다음 그림과 같이 각속도 제어루프를 내부루프로 하고, 각도 제어를 외부 루프로하는 다중 루프로 구성하였다. 각도 및 각속도 제어루프는 비례 제어기로 설계하였고 각 루프에 대한 이득 값을 결정하기 위하여 근 궤적법을 이용하였다.

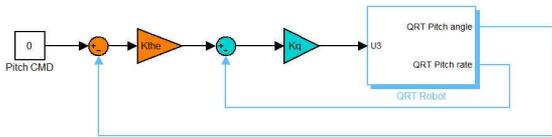


그림 10 자세제어기 블록선도

위와 같은 쿼드로터형 무인비행체의 최종 제어신호는 다음과 같다.

$$\begin{cases} U_2(s) = K_p(K_\phi(\phi_c - \phi) - p) \\ U_3(s) = K_q(K_\theta(\theta_c - \theta) - q) \\ U_4(s) = K_r(r_c - r) \end{cases} \quad \text{식 3.27}$$

여기서 θ_c 는 절대자세 명령치(rad), θ 는 각도

측정치(rad), q 는 각속도 측정치(rad/s), U_3 는 제어기 출력이다. 이렇게 설계된 제어기를 사용하여 비행한 데이터는 다음과 같다. 다음 그래프에서 보는바와 같이 실제 비행데이터와 시뮬레이션 데이터가 매우 유사함을 보이며 이는 모델링이 매우 잘 되었음을 말한다.

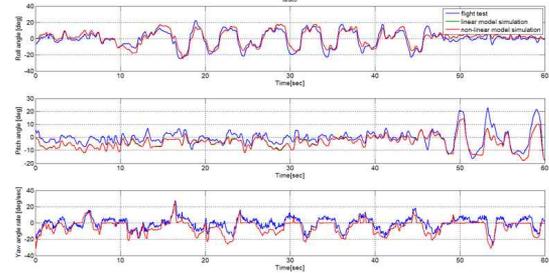
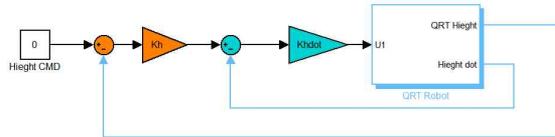


그림 11 비행데이터와 시뮬레이션 데이터 비교(자세)

3. 고도제어기 설계

앞서 구한 쿼드로터형 비행로봇의 수학적 모델을 바탕으로 자세제어기를 설계하였다. 쿼드로터형 비행로봇의 고도 제어기 구조는 다음 그림과 같이 속도 제어루프를 내부루프로 하고, 고도 제어를 외부 루프로하는 다중 루프로 구성하였다. 고도 및 속도 제어루프는 비례 제어기로 설계하였고 각 루프에 대한 이득 값을 결정하기 위하여 근 궤적법을 이용하였다.



위와 같은 쿼드로터형 무인비행체의 최종 제어신호는 다음과 같다.

$$U_1(s) = K_h(K_h(h_c - h) - \dot{h}) \quad \text{식 3.28}$$

여기서 h_c 는 절대고도 명령치(m), h 는 고도 측정치(m), \dot{h} 는 속도 측정치(m/s), U_1 는 제어기 출력이다. 이렇게 설계된 제어기를 사용하여 비행한 데이터는 다음과 같다. 다음 그래프에서 보는바와 같이 실제 비행데이터와 시뮬레이션 데이터가 매우 유사함을 보이며 이는 모델링이 매우 잘 되었음을 말한다.

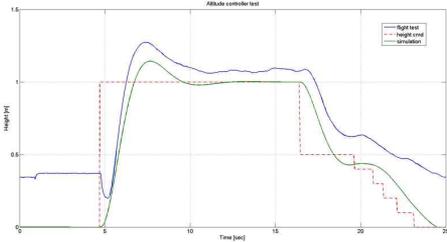


그림 13 비행데이터와 시뮬레이션 데이터 비교(고도)

IV. 유도법칙 설계

1. 위치 추정

움직이는 물체의 위치 인식을 위해서 앞서 언급한 비전 센서의 색 추적 기능을 이용하였다. 비전 센서의 색 추적 기능은 정해진 색이 화면 안에서 어디에 위치하고 있는지를 픽셀 정보를 이용하여 알려준다.

CTS V3.0은 빛의 3원 색인 적색, 녹색, 청색을 혼합하여 색을 나타내는 방식인 RGB(Red, Green, Blue) 방식이 아닌 밝기를 나타내는 휘도 Y, 휘도와 청색 성분의 차이를 나타내는 U, 휘도와 적색 성분의 차이를 나타내는 V로 이루어진 YUV 색상 공간에서 색상을 추적한다. Color Tracking시에 RGB 색상 공간을 이용하는 것에 비해 YUV를 이용하여 휘도 Y에 허용 오차를 크게 줌으로써 빛에 강건한 Color Tracking이 가능해진다.

1.1 비전센서의 초점거리 측정

비전 센서를 이용하여 움직이는 물체와 쿼드 로터 사이의 거리를 측정하기 위한 기하학적 관계는 다음 그림과 같다. 이때 x_v 는 비전 센서에서 출력되는 픽셀 값을 나타내고 f 는 비전 센서의 초점거리를, x_b 는 물체와의 상대거리, h 는 물체와의 상대 높이를 나타낸다. 이때 비전 센서의 초점거리는 항상 일정 유지되며 초점거리 f 를 구하는 식은 식 4.1과 같다.

$$x_v : f = x_b : h$$

$$f = \frac{x_v h}{x_b}$$

식 4.1

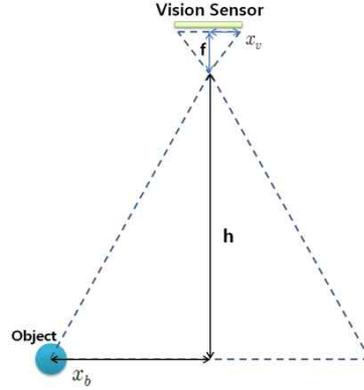


그림 14 초점거리 측정

1.2 상대 위치 추정

앞서 구한 비전 센서의 초점거리 f 와 물체와의 수직거리 h , 비전 센서로부터 출력되는 x_v 값이 있으면 다음 식 4.2에 의해 상대 위치를 도출해 낼 수 있다.

$$x_b = \frac{x_v h}{f} \quad \text{식 4.2}$$

지금까지는 비전 센서와 지표면이 수평한 상태에서의 상대 위치를 비례식을 이용하여 구하였다. 비전 센서가 지표면과 수평하지 않다면 다음 그림과 같을 것이다.

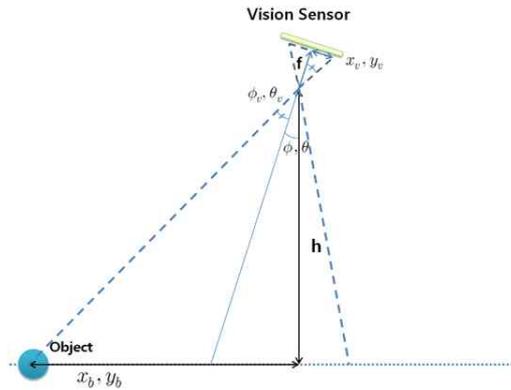


그림 15 거리 추정

이때 x_v, y_v 는 비전 센서에서의 각축의 픽셀 값을, f 는 앞서 구한 초점 거리를, h 는 지표면과의 수직거리를, ϕ, θ 는 비전 센서의 지표면과의 자세 각도를, ϕ_v, θ_v 는 비전 센서에 의해 도출되는 물체와 비전 센서와의 상대 각도를, x_b, y_b 는 물체와 비전 센서간의 상대 위치를 나타낸다. ϕ, θ 의 경우 쿼드 로터형 비행 로봇의

AHRS에서 나오는 자세각과 김발과 비행로봇의 상대 각도를 합하여 나온 비전센서의 절대 각도이다. ϕ_v, θ_v 의 경우 다음 식 4.3을 통하여 구할 수 있다.

$$\phi_v, \theta_v = \text{atan}\left(\frac{y_v, x_v}{f}\right) \quad \text{식 4.3}$$

이렇게 구해진 $\phi_v, \theta_v, \phi, \theta$ 와 지표면과의 수직거리 h 를 이용하여 물체와 비전센서간의 상대거리 x_b, y_b 를 식 4.4와 같이 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} x_b &= h \tan(\theta_v + \theta) \\ y_b &= -h \tan(\phi_v + \phi) \end{aligned} \quad \text{식 4.4}$$

1.3 상대 높이 추정

지금까지는 1개의 물체를 비전센서의 픽셀 값과 지표면과의 수직거리를 이용하여 물체와의 상대 위치를 측정하였다. 2개의 물체간의 거리를 알고 있다면 이를 이용하여 물체와의 상대 높이까지 추정할 수 있다. 아래 그림에서 보는 것과 같이 $\phi_1, \phi_2, \theta_1, \theta_2$ 는 각 물체와 비전과의 상대 각도와 비전의 자세값의 합으로 이전의 ϕ_v, ϕ 의 합, θ_v, θ 의 합을 각 물체별로 나타낸다. d 값의 경우 두 물체간의 거리를 나타내고 x_1, x_2, y_1, y_2 는 각 물체의 x, y 위치를 나타낸다. ψ_v 는 비전센서의 x 축과 물체를 잇는 선 사이의 각도를 말한다. h 는 측정될 비전센서와 물체와의 수직거리를 나타내고 d_x 는 두 물체간의 거리 d 의 x 축 성분으로 볼 수 있다.

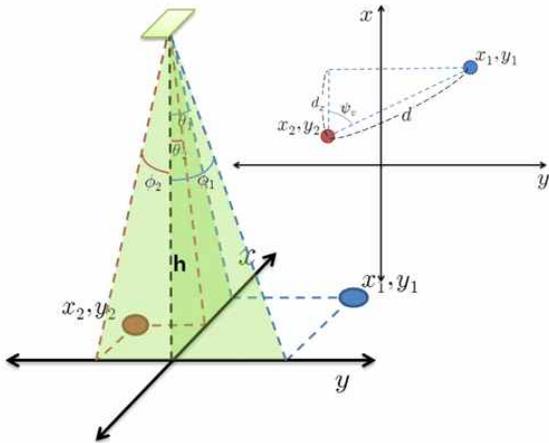


그림 16 d_x 값 추정

이미 알고 있는 값인 $\phi_1, \phi_2, \theta_1, \theta_2, d$ 값을 이용하여 x_1, x_2, y_1, y_2 값을 다음 식 4.5와 같이

구할 수 있다.

$$\begin{aligned} x_1 &= h \tan \theta_1 \\ x_2 &= h \tan \theta_2 \\ y_1 &= -h \tan \phi_1 \\ y_2 &= -h \tan \phi_2 \end{aligned} \quad \text{식 4.5}$$

이렇게 구해진 x_1, x_2, y_1, y_2 값을 가지고 ψ_v 를 구하면 식 4.6과 같다.

$$\begin{aligned} \psi_v &= \text{atan}\left(\frac{-h(\tan \phi_1 - \tan \phi_2)}{h(\tan \theta_1 - \tan \theta_2)}\right) \\ \psi_v &= \text{atan}\left(\frac{(\tan \phi_2 - \tan \phi_1)}{(\tan \theta_1 - \tan \theta_2)}\right) \end{aligned} \quad \text{식 4.6}$$

이와 같이 아직 모르는 값인 h 가 없더라도 ψ_v 를 구할 수 있고 이를 사용하여 d_x 값을 아래의 식 4.7과 같이 구할 수 있다.

$$d_x = d \times \cos \psi_v \quad \text{식 4.7}$$

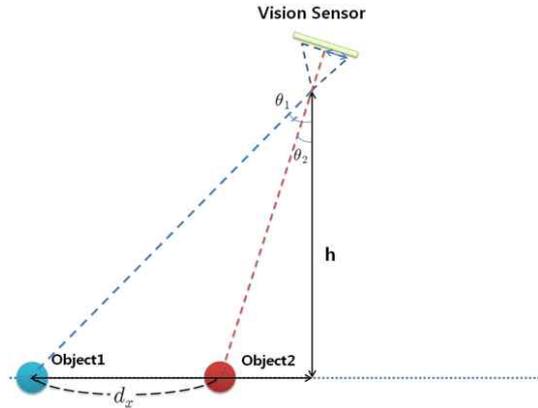


그림 17 높이 추정

이렇게 구해진 d_x 값과 θ_1, θ_2 를 가지고 h 를 구하면 식 4.8과 같다.

$$\begin{aligned} h \tan \theta_1 - h \tan \theta_2 &= d_x \\ h(\tan \theta_1 - \tan \theta_2) &= d_x \\ h &= \frac{d_x}{\tan \theta_1 - \tan \theta_2} \end{aligned} \quad \text{식 4.8}$$

이렇게 구해진 물체와의 높이를 사용하여 앞서 구한 상대 위치까지 모두 추정이 가능하다.

2. 목표 추적을 위한 제어기 설계

물체의 추적은 다음 그림과 같은 방법으로 고려하였다. 물체 추적 방법은 xy 평면상에서 상대적 거리가 생겼을 때, 그 거리 (x_b, y_b) 를 0으로 만드는 것을 목표로 한다.

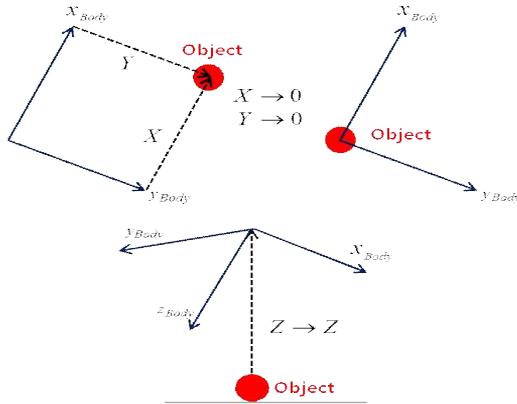


그림 18 물체 추적 방법

이를 위해 아래와 같이 PD제어기를 설계하였다.

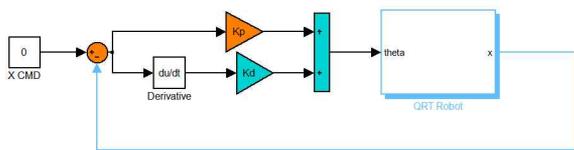


그림 19 목표 추적 제어기

위와 같은 쿼드콥터형 비행로봇의 최종 제어신호는 다음과 같다.

$$\theta_{cmd}(s) = (X_c - X)(K_p + K_d s)$$

식 4.9

3. 자동 이착륙 알고리즘 설계

앞에서 설계한 고도 제어기와 목표 추적 제어기를 사용하여 자동 이착륙 알고리즘을 설계하였다. 목표 추적 제어기를 사용하여 항상 물체와의 위치를 고정하고 다음 그림과 같은 자동 이착륙 알고리즘을 설계하였다.

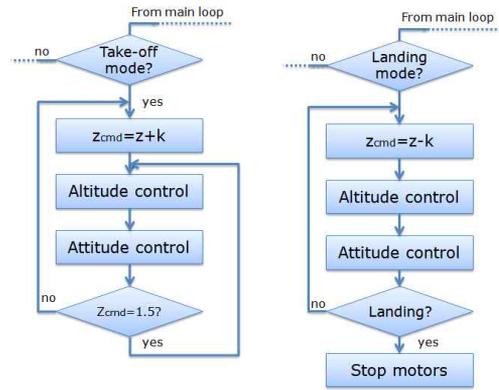


그림 20 자동 이착륙 알고리즘

이때 비전센서의 특성상 물체와의 거리에 따라 화면에 투영되는 넓이가 변하기 때문에 색 추적되는 물체의 넓이와 물체사이의 거리 d 를 달리하여 다음 그림과 같이 구성하였다.

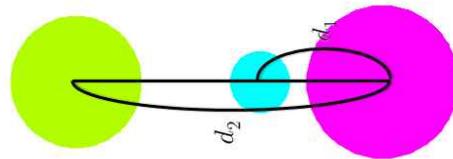


그림 21 추적물

d_1 은 0.06m, d_2 는 0.15m로 고도 1m이하의 근접거리에서는 d_1 을 기준으로 고도를 구하고 이후 고도에 대해서는 d_2 를 기준으로 고도를 구하도록 하였다. 또한 비전센서의 경우 고도 h 가 커짐에 따라 픽셀당 나타내는 넓이가 더 넓게 변하기 때문에 분해능 또한 커지게 된다. 이는 고도 제어시에 \dot{h} 에 영향을 주기 때문에 초음파 센서를 이용하여 \dot{h} 을 구하고 사용하였다.

4. 비행 실험

비행실험을 통하여 앞서 설계한 유도법칙을 검증 하였다. 목표 물체 위에서 자동 이륙하여 물체의 움직임을 추적 하고 계속해서 이동중인 물체위에 자동 착륙을 하여 알고리즘에 대한 검증을 하였으며 여러번의 실험을 통하여 반복성 및 정확도를 측정한 결과 90%이상 0.5m 이내에 착륙에 성공 하였다.

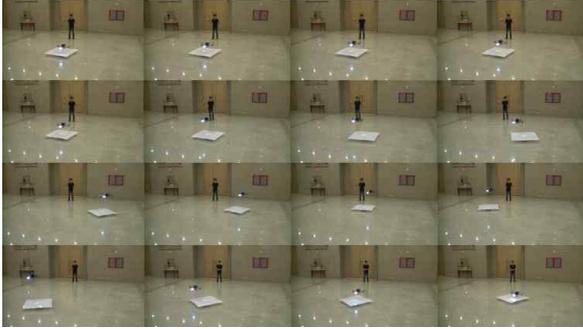


그림 22 비행 실험 영상

추적을 하였으나 빛의 변화의 대한 한계가 보였으며 이를 극복하기 위해 엷지 검출등의 방법을 통한 물체 인식을 병행하여 물체 인식을 극대화해야 할 것이다. 또한 목표 추적 제어시에 상대 위치만을 가지고 추적하기 때문에 비전센서를 이용한 optical flow 등을 사용하여 쿼드로터형 비행로봇의 속도를 추정하여 제어에 사용한다면 더 좋은 제어 성능을 볼 수 있을 것으로 보인다.

V. 결론

본 연구에서는 GPS나 Vicon Motion System을 이용하지 않고 시각 기반의 시스템을 구성하여 움직이는 물체에 대한 추적 및 자동 이착륙 제어기를 설계하였다. 시각 기반의 시스템은 비전센서의 색 정보를 이용한 색 추적 기술을 사용하였다. 또한, 본 연구 목표를 위해 쿼드로터 플랫폼을 제작하고 자세 안정화 제어기를 설계하였다.

자세 안정화 제어기 설계에 앞서 신뢰성 높은 모델을 얻기 위해 실험을 통한 모델링 기법으로 실제 시스템의 입력 및 출력 자료를 이용하는 예측오차기법을 사용하였다. 이를 통해 얻어진 높은 신뢰도의 모델을 기반으로 자세 안정화 제어기를 설계 하였으며 시뮬레이션과 실험과의 비교를 통하여 모델의 신뢰성을 검증하였다.

비전센서와 김발을 이용하여 이전에 strap-down형태의 비전센서의 단점을 극복하고 더 넓은 범위에서 목표물을 추적 할 수 있었다. 또한 2개의 물체를 추적하여 상대 위치와 고도 까지 추정해 낼 수 있었다. 이렇게 추정된 위치정보와 고도 정보를 기반으로 PD제어기를 통하여 추적 제어기를 설계하였으며 다중루프 제어기를 통하여 고도 제어기를 설계하여 자동이착륙 알고리즘을 적용하였다.

마지막으로 실제 실험을 수행하여 설계된 제어기 및 자동이착륙 알고리즘의 성능을 평가하였다. 그 결과는 모두 만족스러운 결과를 보였다. 빛의 변화에 강건한 YUV영역에서의 색