

실내 환경에서의 쿼드로터형 무인 비행체를 위한 비전 기반의 궤적 추종 제어 시스템

시 효 석*, 박 현*, 김 현 희*, 박 광 현^o

Vision-Based Trajectory Tracking Control System for a Quadrotor-Type UAV in Indoor Environment

Hyoseok Shi*, Hyun Park*, Heon-Hui Kim*, Kwang-Hyun Park^o

요 약

본 논문은 실내 환경에서의 엔터테인먼트 활용을 목적으로 쿼드로터형 비행체를 위한 비전 기반의 궤적 추종 제어 시스템을 다룬다. 항공촬영 및 감시 등의 특수임무를 완수하기 위해 자율성이 강조되는 실외 비행체와 비교할 때, 엔터테인먼트를 목적으로 하는 실내 환경에서의 비행체를 위해서는 안정성 및 정밀성이 특히 고려된 호버링 및 궤적추종 기능 등이 요구된다. 이에, 본 논문은 동작생성, 자세추정, 궤적추종 모듈로 구성된 궤적추종 제어 시스템을 제안한다. 동작생성 모듈은 매 시간에서의 3차원 자세로 기술되는 동작들에 대한 연속적인 시퀀스를 생성한다. 자세추정 모듈은 비행체에 장착된 원형 링 패턴의 인식을 통해 쿼드로터의 3차원 자세정보를 추정한다. 궤적추종 모듈은 동작생성 모듈과 자세추정 모듈로부터 제공되는 정보를 이용하여 쿼드로터 비행체의 3차원 위치를 실시간적으로 제어한다. 제안된 시스템의 성능은 단일 점 추종, 다점 추종, 곡선궤적 추종에 대한 실험을 통해 평가된다.

Key Words : UAV, quadrotor, trajectory tracking control, nonlinear system, 3-D pose

ABSTRACT

This paper deals with a vision-based trajectory tracking control system for a quadrotor-type UAV for entertainment purpose in indoor environment. In contrast to outdoor flights that emphasize the autonomy to complete special missions such as aerial photographs and reconnaissance, indoor flights for entertainment require trajectory following and hovering skills especially in precision and stability of performance. This paper proposes a trajectory tracking control system consisting of a motion generation module, a pose estimation module, and a trajectory tracking module. The motion generation module generates a sequence of motions that are specified by 3-D locations at each sampling time. In the pose estimation module, 3-D position and orientation information of a quadrotor is estimated by recognizing a circular ring pattern installed on the vehicle. The trajectory tracking module controls the 3-D position of a quadrotor in real time using the information from the motion generation module and pose estimation module. The proposed system is tested through several experiments in view of one-point, multi-points, and trajectory tracking control.

* 이 논문은 2011년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 기초연구사업 지원을 받아 수행된 것임(NRF-2011-0024979)

◆ First Author : 일본 오사카대학 대학원 공학연구과 지능·기능 창성공학부 박사과정, mni3004@gmail.com, 정희원

○ Corresponding Author : 광운대학교 로봇학부 부교수, akaii@kw.ac.kr, 정희원

* 광운대학교 예술로봇연구소 연구원, park1263@naver.com, heonhuikim@gmail.com

논문번호 : KICS2013-11-489, 접수일자 : 2013년 11월 8일, 심사일자 : 2013년 12월 14일, 최종논문접수일자 : 2014년 1월 9일

I. 서 론

최근 UAV(unmanned aerial vehicle) 분야에서는, 기구학적으로 구조가 간단하면서 안정적인 제어가 가능한 쿼드콥터형(quadrotor-type) 비행체에 관한 연구가 주목 받고 있다^{1,2)}. 일반적으로 쿼드콥터형 비행체는 실외 환경에서 특정 장소를 감시하거나 항공촬영 등을 목적으로 개발되고 있으며, 이를 위해 자동 이착륙^{3,4)}, 자세 안정회⁵⁾, GPS/INS에 기반을 둔 궤적추종 제어⁶⁾ 등에 관한 연구가 활발히 진행되고 있다. 이러한 연구들이 GPS 정보를 활용할 수 있는 실외환경을 대상으로 수행된다는 점에서, 쿼드콥터형 비행체를 실내 환경에서 운용하기 위해서는 GPS에 상응하는 위치추정 기법 및 이와 연동되는 궤적추종 제어 시스템이 필요하다. 비전센서를 기반으로 하는 비주얼 서보잉 제어^{7,8)}, SLAM 기법⁹⁾ 등은 쿼드콥터 비행체의 실내 자율항법을 위한 대안으로 연구되고 있다.

하나의 쿼드콥터 비행체를 3차원 공간상에 위치하는 하나의 점으로 간주한다면, 다수의 비행체들을 활용하여 편대비행, 대형(formation)변형 등을 통해 공간상에서 동적인 패턴들(dynamic patterns)을 연출할 수 있다¹⁰⁾. 본 논문은 이러한 개념을 토대로 쿼드콥터 비행체를 실내 환경에서의 엔터테인먼트 목적으로 활용하고자 한다. 이와 같이 실내 환경에서 비행체의 정적 및 동적인 동작을 실현시키기 위해서, 호버링(hovering)과 같은 안정된 자세 제어는 물론 정확한 궤적 추종 제어가 필수적으로 요구된다. 특히, 비행체의 3차원 위치를 실시간으로 정밀하게 추정하는 것은 제어 성능과 직결되므로 이를 위한 연구가 선행되어야 한다. 실내 환경에서 엔터테인먼트 목적으로 3차원 위치추정 시스템을 구성하는데 있어 고려해야 할 사항은, 첫째 다수 비행체의 동작을 연출하기 위해 요구되는 작업 공간이 비교적 넓다는 점, 둘째 단조로운 주변 환경에 비해 식별해야 할 개체의 수가 많다는 점이다. 이러한 경우 비전센서를 활용한 광학식 위치추정과 물체식별 방법은 측정체계를 단순화할 수 있으며 비교적 넓은 범위의 시야확보가 용이하다는 이점이 있다.

실내 환경에서 비행체의 동작을 제어하기 위해 이용 가능한 대표적인 위치추정 시스템으로 VICON사¹¹⁾의 OptiTrack 장치를 들 수 있다. OptiTrack 장치는 적외선을 이용한 마커 추적(marker tracking) 기법을 통해 노이즈에 강인하고 위치 정밀도가 높으며 100Hz이상의 빠른 응답속도를 가지는 장점이 있어, 최근 UAV분야에서 다양하게 활용되고 있다^{12,12)}. 광

학식 모션 캡처 기법에서 영상에 투영된 물체의 3차원 위치 및 방향 정보를 동시에 얻기 위해서는, 최소 3개의 점에 대한 공간좌표 정보가 필요하다. P3P(perspective-3-points) 해법은 이러한 경우에 있어 보편적으로 이용되지만, 영상에 투영된 세 개의 점이 기하학적으로 특이위치에 있거나(겹쳐지거나 동일 직선상에 존재하는 경우) 점간의 거리가 너무 가까운 경우에는 추정성능이 크게 저하되는 단점을 피할 수 없다. 다시 말해, 자세추정 시스템의 측정범위 및 안정성을 높이기 위해서는 카메라 시점에 따른 마커들의 특이 위치를 피할 수 있으며 마커 간의 거리가 충분히 멀도록 구조적인 배치전략이 필요하다. 마커 패턴을 바닥 등의 고정된 환경에 부착하고 비전 시스템을 UAV에 탑재하는 방법^{7,8)}도 고려될 수 있으나, UAV의 개수가 증가할수록 시스템이 복잡해지고 비용이 증가한다.

본 연구는 실내의 3차원 공간에서 다수의 쿼드콥터들을 대상으로 정적 및 동적 비행 패턴의 생성이 가능한 엔터테인먼트 시스템을 개발하고자 한다. 이를 위해, 본 논문은 우선 하나의 쿼드콥터 비행체에 대한 궤적추종 제어 시스템의 설계기법에 집중한다. 특히, 쿼드콥터 비행체의 기구학적 구조를 적극 반영함과 동시에 위치 및 자세의 측정 범위를 넓히기 위한 방안으로, 원형 링 패턴의 인식을 기반으로 하는 자세추정 시스템을 제안한다. 또한 제안된 자세추정 시스템을 기반으로 쿼드콥터 비행체의 궤적추종 제어 시스템의 설계방법을 제안한다. 제안된 궤적추종 제어 시스템은 동작생성, 자세추정, 궤적추종 모듈로 구성된다. 동작생성 모듈은 비행체의 3차원 위치에 대한 동작 시퀀스를 생성하고, 자세추정모듈은 원형 링 패턴의 인식을 기반으로 비행체의 3차원 자세를 추정한다. 마지막으로 궤적추종 모듈은 생성된 비행체의 동작 시퀀스를 3차원 공간상에서 정확하게 재현시키기 위한 모듈로서, 자세추정 모듈을 통해 계산되는 자세정보를 피드백 받아 쿼드콥터의 비행 궤적 및 자세를 제어한다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 제 II장에서는 쿼드콥터 비행체의 수학적 모델을 구한다. 제 III장에서는 본 논문에서 제안하는 궤적추종 제어 시스템에 관하여 각 모듈 별로 상세히 기술한다. 제 IV장에서는 다양한 실험을 통해서 제안된 방법을 평가하며, 마지막으로 제 V장에서 결론을 맺는다.

II. 쿼드콥터형 비행체의 수학적 모델

2.1 쿼드콥터형 비행체

쿼드콥터형 비행체는 “x”자형 구조로서 각 프레임

양단에 4개의 독립된 로터가 장착된 형태의 비행체이다. 쿼드콥터는 기구학적으로 대칭적인 구조로 설계되어, 헬리콥터와 같은 비행체에 비하여 모델링 및 제어가 상대적으로 간단하다는 장점이 있다. 그림 1은 쿼드콥터의 독립된 4개의 로터로부터 생성되는 추력과 회전력에 의해 동체에 발생하는 힘을 나타낸다. 즉, 각 로터의 회전 속도 차이에 따라 롤(roll), 피치(pitch), 요(yaw)축에 대한 회전력이 결정되며, 전체 로터의 회전 속도에 의해 z축에 대한 추력이 결정된다.

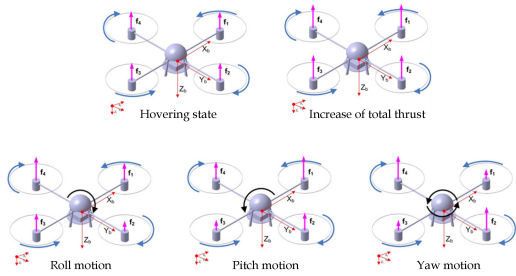


그림 1. 쿼드콥터형 비행체의 비행 원리^[13]
Fig. 1. The principle of flight of a quadrotor-type UAV^[13]

2.2 수학적 모델링

본 논문은 궤적추종 제어기를 설계하기에 앞서 비행체의 6자유도에 대한 운동 방정식으로부터 쿼드콥터 비행체에 대한 수학적인 모델을 유도한다. 이를 위해 본 논문은 지구좌표계(earth-fixed frame, $x_e y_e z_e$ 로 표기)와 쿼드콥터의 동체좌표계(body-fixed frame, $x_b y_b z_b$ 로 표기)를 그림 2와 같이 설정한다. 그림 2는 동체좌표계를 기준으로 4개의 로터로부터 발생하는

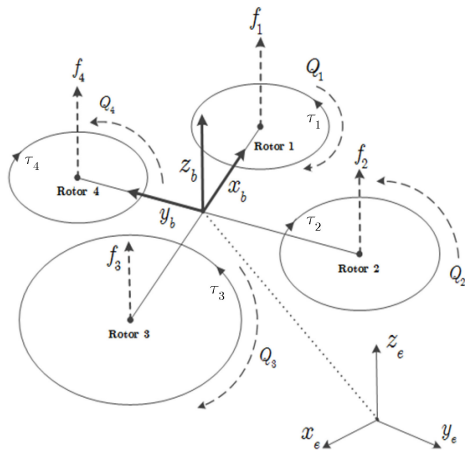


그림 2. 쿼드콥터 비행체의 도식화
Fig. 2. Schematic diagram of a quadrotor system

힘과 토크의 관계를 도식화한 것으로서 수학적 모델을 유도하는 과정에서 필요한 기호들을 나타내고 있다. 여기서 $f_i, \tau_i, Q_i (\forall i=1,2,\dots,4)$ 는 각각의 로터에 대한 추력, 토크, 반발토크를 나타낸다. 본 논문에서는 지구좌표계에 대한 쿼드콥터의 위치를 벡터 $p=(x,y,z)^T$ 로 표기하고, 동체의 방향을 오일러 각도로 표현된 벡터 $\theta=(\phi, \theta, \psi)^T$ 로 표기한다. 지구좌표계에 대한 동체의 방향 θ 로부터 식 (1)과 같이 R_q 를 얻을 수 있다.

$$R_q = \begin{pmatrix} c\theta c\psi & s\theta c\psi\phi - s\psi c\phi & s\theta c\psi\phi + s\psi s\phi \\ c\theta s\psi & s\theta s\psi\phi + c\psi c\phi & s\theta s\psi\phi - c\psi s\phi \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{pmatrix} \quad (1)$$

여기서 $c\theta, s\theta$ 는 각각 $\cos \theta, \sin \theta$ 를 나타내며, 이는 나머지 두 각도 성분 ϕ, ψ 에 대해서도 동일하게 적용된다. 쿼드콥터 비행체는 지구 좌표계를 기준으로 3개의 직선 운동 $v=(v_x, v_y, v_z)^T$ 와 3개의 회전운동 $\Omega=(p, q, r)^T$ 로 이루어진 6자유도의 강체로 간주할 수 있으며, 이의 운동 방정식은 식 (2)로부터 유도될 수 있다. 또한, 쿼드콥터에 작용하는 힘의 평형식으로부터 식 (3)을 유도할 수 있다.

$$\dot{p} = v \quad (2)$$

$$\dot{v} = -gz_e + \frac{T}{m} R_q z_e \quad (3)$$

여기서 z_e 는 지구좌표계의 z축을 나타내는 단위벡터로서 $z_e = (0,0,1)^T$ 이다. 또한 T 는 4개의 로터로부터 발생하는 동체의 전체 추력을 나타내며, m 은 쿼드콥터의 질량을 나타낸다. 4개의 로터에 대하여, i 번째 로터의 각속도를 ω_i 라 할 때, 동체의 전체 추력 T 는 식 (4)와 같이 구할 수 있다.

$$T = \sum_{i=1}^4 f_i = b \sum_{i=1}^4 \omega_i^2 \quad (4)$$

여기서 b 는 공기밀도, 프로펠러의 형태, 길이, 회전운동 등으로부터 발생하는 공기역학적 요소들을 통합적으로 나타내는 상수이다.

쿼드콥터 동체의 3개의 회전축에 대하여 발생하는 토크를 $\varsigma=(\varsigma_1, \varsigma_2, \varsigma_3)^T$ 라 하자. 또한, I_f 를 쿼드콥터 동체의 관성모멘트라 하고 벡터 $G_a (\in \mathbb{R}^3)$ 를 자이로

스코픽 토크(gyroscopic torque)라 하자. 그러면 쿼드 로터의 회전에 대한 토크 방정식은 식 (5)와 같다.

$$I_f \dot{\Omega} = -\Omega \times I_f \Omega - G_a + \varsigma \quad (5)$$

로터의 관성모멘트를 I_r 이라 하면 G_a 는 식 (6)과 같이 결정된다.

$$G_a = \sum_{i=1}^4 (-1)^{i+1} I_r \omega_i (\Omega \times z_e) \quad (6)$$

각각의 로터에 대하여 다시 정리하면,

$$I_r \dot{\omega}_i = \tau_i - Q_i \quad (7)$$

과 같다. 여기서 τ_i 와 Q_i 는 i 번째 모터의 토크와 공기 저항 및 로터의 회전에 의해 발생하는 반발 토크를 나타낸다. 이때, Q_i 를 다시 각속도에 관해 풀면 식 (8)을 유도할 수 있다.

$$Q_i = k\omega_i^2 \quad (8)$$

여기서 k 는 공기역학적 요소를 나타내는 상수이다. 쿼드로터의 각 로터와 무게 중심점간의 길이를 l 이라 하자. 그러면, 4개의 로터에 대한 회전력으로부터 발생하는 토크는 식 (9)과 같이 정리된다.

$$\varsigma = \begin{pmatrix} bl(\omega_1^2 - \omega_2^2) \\ bl(\omega_3^2 - \omega_4^2) \\ k(\omega_2^2 + \omega_4^2 - \omega_1^2 - \omega_3^2) \end{pmatrix} \quad (9)$$

4개 로터에 대한 각속도로부터 쿼드로터의 추력/토크를 결정하기 위하여 식 (4), (9)를 통합하여 정리하면 최종적으로 식 (10)과 같은 관계식을 유도할 수 있다.

$$\begin{pmatrix} T \\ \varsigma_1 \\ \varsigma_2 \\ \varsigma_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} b & b & b & b \\ 0 & -bl & 0 & bl \\ -bl & 0 & bl & 0 \\ -k & k & -k & k \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{pmatrix} \quad (10)$$

III. 궤적 추종 제어 시스템

본 논문은 실내 환경에서 엔터테인먼트 용도로 활

용 가능한 쿼드로터형 비행체의 궤적추종 제어 시스템의 구성법을 제안한다. 제안된 시스템은 크게 동작 생성, 자세추정, 궤적추종을 위한 3개의 세부모듈로 구성된다. 그림 3은 제안된 시스템에 대한 블록선도를 나타낸다. 동작생성 모듈은 하나의 쿼드로터에 대하여 3차원 공간상의 연속된 위치/자세를 시퀀스 형태로 출력한다. 자세추정 모듈은 쿼드로터의 위치 및 자세를 실시간으로 추정하기 위한 모듈을 나타낸다. 궤적추종 모듈은 동작생성 모듈에 의해 생성된 쿼드로터 비행체의 3차원 궤적을 실제 작업공간 내에서 재현하기 위한 모듈로서, 자세추정 모듈과 연계하여 궤적추종 제어를 수행한다.

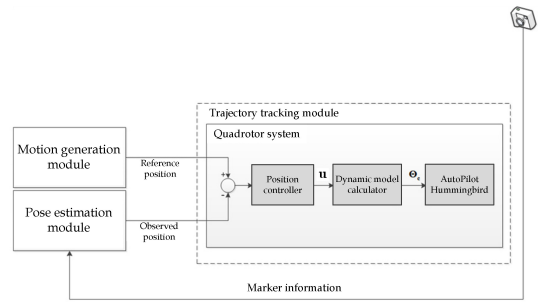


그림 3. 궤적추종 제어 시스템의 전체 구조
Fig. 3. Overall configuration of the trajectory tracking control system

3.1 동작생성 모듈

동작생성 모듈은 쿼드로터 비행체가 3차원 공간에서 추종할 가상의 비행체궤적을 생성하는 모듈이다. 본 논문은 하나의 비행체를 대상으로 하는 궤적추종 기법에 집중하고 있지만, 동작생성 모듈은 다수의 비행체에 대한 확장이 가능하다. 이는 제안된 동작생성 모듈이 엔터테인먼트 시나리오를 기반으로 다수 비행체에 대한 동작을 생성하기 때문이다. 본 연구에서 하나의 시나리오는 연속된 키프레임의 시퀀스(a sequence of key-frames)로 정의된다. 여기서 키프레임은 제어하고자 하는 비행체들 각각에 대한 3차원 위치 및 방향을 캡처하여 기술한 것이다. 예를 들어, 공간상의 비행체들이 구성하는 하나의 대형패턴(formation pattern)은 하나의 키프레임이라 간주할 수 있다.

그림 4(a)는 4대의 비행체들에 대한 3개의 키프레임들로 구성된 엔터테인먼트 시나리오를 나타낸다. 여기서 사각형은 4대의 비행체에 대한 대형패턴을, 꼭지점을 연결하는 직선은 하나의 비행체에 대한 공간상의 직선궤적을 나타낸다. 하나의 비행체에 대한 직선 궤적은 경유점들 waypoints)의 집합으로 간주될 수 있

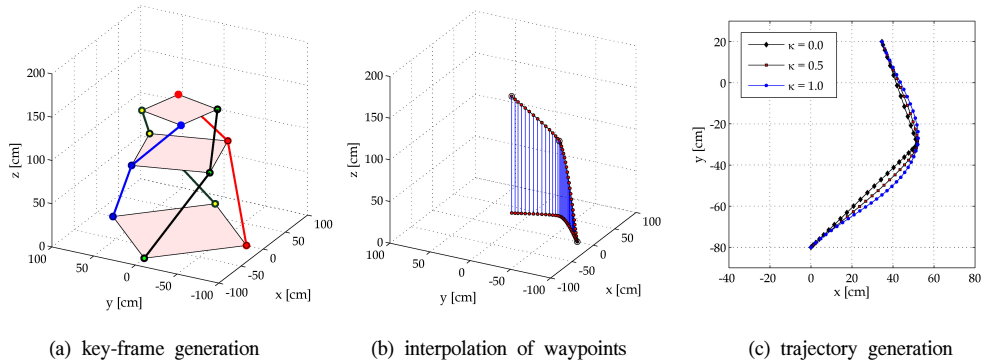


그림 4. 시나리오 기반의 동작생성 기법
Fig. 4. Scenario-based motion generation method

는데, 동작생성 모듈은 이 경유점들을 통과하는 부드러운 곡선형태의 궤적을 생성한다[그림 4(b)참조]. 경유점 집합에 소속된 i 번째의 경유점을 p_i 라 하고 이때의 속도를 v_i 라 하자. 본 논문은 두 점 p_i, p_{i+1} 에 대한 궤적의 생성을 위해 식 (11)로 정의되는 3차 에르미트 스플라인(cubic Hermite spline) 보간식을 이용한다.

$$p(t) = h_1(t)p_i + h_2(t)p_{i+1} + \kappa(h_3(t)v_i + h_4(t)v_{i+1}) \quad (11)$$

여기서 $h_j(t), \forall j=1,2,\dots,4$ 는 에르미트 기저함수를 나타내며^[14], 파라미터 $\kappa \in [0,1]$ 는 경유점에서의 속도에 대한 가중치로서 전체 궤적에 대한 곡률(curvature)을 결정하기 위한 제어 파라미터이다. 그림 4(c)는 제어 파라미터 κ 의 값이 0, 0.5, 1인 경우에 대한 각각의 궤적생성 결과를 나타낸다. 이렇게 생성된 궤적 시퀀스는 실제 비행체가 3차원 공간상에서 추종하게 될 가상의 궤적에 대한 참조값으로 이용된다.

3.2 자세추정 모듈

3.2.1 원형 링 패턴 설계

본 논문은 쿼드로터의 위치 및 자세를 추정하기 위하여 원형 링(circular ring) 패턴의 인식을 기반으로 한다. 쿼드로터의 기구학적 구조를 고려할 때 원형 링 패턴이 가지는 장점은 다음과 같다. 첫째, 링 형태의 패턴은 기구학적으로 쿼드로터의 대칭성에 영향을 미치지 않고 기구적으로 콤팩트한 설계가 가능하다. 둘째, 원형 링 패턴은 특징추출 시 비교적 노이즈에 강인하다. 셋째, 패턴의 크기가 비교적 커서 카메라의 시야범위(즉, 패턴의 검출 범위)를 넓히는 것이 가능하다.

그림 5는 쿼드로터의 자세추정 및 식별을 목적으로

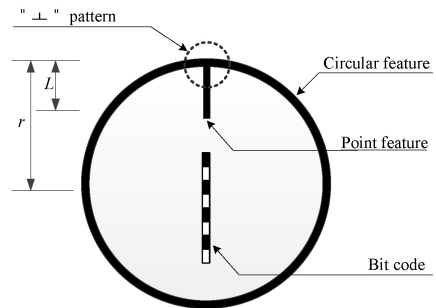


그림 5. 자세추정 및 물체식별을 위한 마커패턴 설계
Fig. 5. Design of a marker pattern for pose estimation and object identification

설계된 원형 링 패턴의 세부적인 구조를 나타낸다. 제안된 패턴은 두 개의 윤곽선(contours)으로 이루어지는데, 외부의 것은 원형특징의 기술을, 내부의 것은 하나의 점 특징(point feature)의 기술을 목적으로 설계되었다. 여기서 점 특징은 "┠"형 패턴의 끝점으로 결정된다. 또한 본 논문은 다수의 쿼드로터 비행체에 대한 식별문제를 다루기 위하여, 원형 링 패턴 내부에 8개의 비트코드(bit codes)를 삽입하여 최대 255개의 비행체에 대한 식별이 가능하도록 한다.

그림 5와 같이 설계된 원형 링 패턴에 대하여 3차원 위치 및 자세추정을 위한 방법론으로서, 본 논문은 원형특징과 공면점(共面點, coplanar point)에 대한 대응집합(correspondence set)을 기반으로 하는 자세추정 기법^[15]을 이용한다.

3.2.2 3차원 자세추정 알고리즘

그림 6(a)는 제안된 원형 링 패턴의 설계방법에 따라 구현된 4개의 마커 패턴에 대한 적외선 영상을 나타낸다. 비전 처리의 관점에서 자세추정 절차는 다음과 같다. 첫째, 입력된 영상[그림 6(a)]으로부터 윤곽

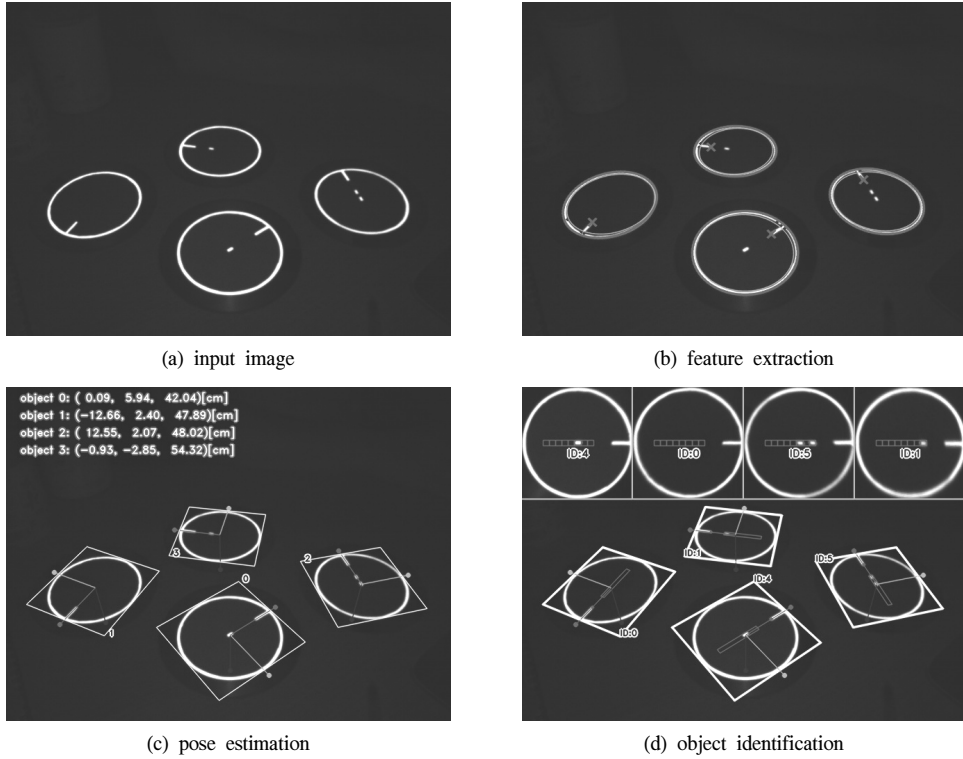


그림 6. 원형 링 패턴의 자세추정 및 식별 절차
 Fig. 6. Procedure of pose estimation and identification of circular ring patterns

선을 추출하고 분할한다. 둘째, 렌즈 왜곡으로 인한 오차를 보정하기 위하여, 사전에 얻은 카메라 모델을 이용하여 추출된 윤곽선들의 2-D 위치를 일괄적으로 변환한다. 셋째, 보정된 윤곽선 정보로부터 타원 방정식의 각 계수를 근사화하고, 타원 내부에 존재하는 하나의 공면점을 추출한다[그림 6(b)]. 마지막으로, 추출된 타원 및 공면점을 이용하여 비행체의 위치 및 방향 파라미터를 추정한다[그림 6(c)].

공간상의 원형 패턴에 대한 3차원 자세 추정을 위해서는 이에 관한 모델이 필요한데, 본 논문에서는 $z=1$ 평면 위에 정의된 반지름 r 의 원형특징과 공면점 $p_o(\in \mathbb{R}^3)$ 를 물체모델로 간주한다. 여기서 원형특징의 중심은 물체좌표계의 z 축을 통과하고, 원형중심에서 p_o 로 향하는 벡터는 x 축과 평행하다고 가정한다. 또한, 이러한 특징들이 카메라 영상에 투영되어 각각 $Q_f(\in \mathbb{R}^{3 \times 3})$, $p_f(\in \mathbb{R}^3)$ 로 기술되는 타원 및 공면점이 추출되었다고 가정하자. 이러한 설정아래 구현된 자세추정 알고리즘은 표 1에 정리되어 있다.

자세추정 알고리즘은 r, Q_f, p_f 를 입력받아, 카메라 좌표계에 대한 물체좌표계의 회전행렬 R 과 병진벡터

t 를 출력한다. 참고로, 표 1의 자세 추정 알고리즘에 대한 세부적인 사항은 문헌 [15]에 상세히 기술되어 있으므로 본 논문에서는 이를 간략히 언급한다. 자세

표 1. 3차원 자세추정 알고리즘
 Table 1. 3-D pose estimation algorithm

Algorithm 1 *PoseEstimation*(r, Q_f, p_f)

Input: Radius r , a conic Q_f , and point p_f .
Output: Transformation parameters $\{R, t\}$

{/* Step 1: Diagonalization of conic matrix Q_f */}

- 1: Compute U, Λ such that $Q_f = U^{-1}\Lambda U$

{/* Step 2: Determination of rotation matrix */}

- 2: $n \leftarrow (0, \pm \sqrt{\frac{\lambda_{22}-\lambda_{11}}{\lambda_{22}-\lambda_{33}}}, \sqrt{\frac{\lambda_{11}-\lambda_{33}}{\lambda_{22}-\lambda_{33}}})^T$
- 3: $l \leftarrow \mathcal{N}[\Lambda m]$ where $m = U^T p_f$
- 4: $R_c \leftarrow (\mathcal{N}[n \times l] \times n, \mathcal{N}[n \times l], n)$

{/* Step 3: Determination of translation vector */}

- 5: $Q \leftarrow R_c^T \Lambda R_c$
- 6: $K \leftarrow \sqrt{q_{13}^2 + q_{23}^2 - q_{33}q_{11}}$
- 7: $t_c \leftarrow \frac{r}{K} (-q_{13}, -q_{23}, q_{11})^T$

{/* Output of transformation parameters */}

- 8: $R \leftarrow UR_c$
- 9: $t \leftarrow Rt_c$
- 10: **return** $\{R, t\}$

추정 알고리즘은 우선 입력된 타원행렬 Q_c 에 대하여 행렬 대각화(matrix diagonalization)를 수행한다. 이를 통해, 고유값 및 고유벡터로 이루어진 행렬 Λ ($\in \mathbb{R}^{3 \times 3}$)와 U ($\in \mathbb{R}^{3 \times 3}$)를 얻을 수 있는데, 다음 단계에서는 이들을 이용하여 회전행렬 R_c 를 구한다(행 번호 2~4).

기하학적인 관점에서, 기호 n 은 물체평면의 법선벡터를 나타내며, 기호 l 은 공면점(pole)의 타원(Λ)에 대한 폴라(polar)직선을 의미한다. 일단 회전행렬이 결정되면, 병진벡터는 스케일 상수(반지름) r 을 이용하여 행 번호 5~7에서와 같이 간단히 구해진다. 최종적으로 변환 파라미터 R, t 는 행 번호 8~9에서와 같이 결정된다. 알고리즘에서 λ_{ij} 및 q_{ij} 는 행렬 Λ 및 Q 의 i 번째 행 j 번째 열에 위치한 행렬 요소를 의미하며, 기호 $N[\cdot]$ 은 정규화 연산자(normalization operator)를 나타낸다.

자세추정 알고리즘에서 법선벡터 n 은 두 개의 부호를 가지므로(행 번호 2), 최종적으로 R, t 역시 이중해가 존재한다. 이를 해결하기 위하여 본 논문에서는 역투영오차(reprojection error)를 이용한 결정규칙^[15]을 이용하여 유일해를 결정한다.

3.2.3 비행체의 식별(identification)

다수의 쿼드로터 비행체를 운용하는 경우 각각의 비행체를 식별하는 기능은 필수적으로 요구된다. 이를 위해, 본 논문은 그림 5에서와 같은 비트코드 기반의 물체식별 기법을 제안한다. 하나의 원형 링 패턴에 대하여 좌표변환 파라미터 R, t 가 구해지면, 이를 통해 물체 평면과 카메라 영상평면 간의 평면 호모그래피(planar homography)를 결정할 수 있다. 본 논문은 평면 호모그래피를 이용하여 카메라 영상에 투영된 원형패턴 내의 픽셀정보들을 가상의 물체평면으로 역투영 시킨다. 그러면 역투영 된 영상은 원형특징의 중심에 대한 공면점의 위치가 x 축에 평행하도록 정규화된다. 그림 6(d)의 상부에는 현재 영상에 존재하는 4개의 물체들에 대하여 정규화를 수행한 영상들이 나열되어 있다. 이를 통해 원형 링 특징의 “┌”형 패턴이 모두 오른쪽에 정렬되어 있음을 알 수 있다.

정규화과정을 통해 현재 영상의 픽셀정보 또한 정규화 된 위치로 변환되는데, 본 논문은 정규화 된 영상에서 비트마커 각각의 영역에 대한 픽셀들의 명암정보를 활용하여 비트코드를 얻는다. 그림 6(d)는 정규화 된 물체영상에서 결정되는 8개의 비트코드 영역들에 대하여 명암도를 측정된 후 코드를 부여하는 과

정을 나타낸다. 이렇게 부여된 코드는 영상 내에 존재하는 원형패턴들에 대한 식별 번호로 활용된다.

3.3 궤적추종 모듈

궤적추종 모듈은 동작생성 모듈로부터 생성된 쿼드로터의 위치/자세 시퀀스에 따라 비행체의 궤적을 제어하기 위한 모듈이다. 이때 자세추정 모듈로부터 추정된 위치/자세 정보는 궤적제어를 위한 피드백 정보로 활용된다. 본 논문은 비행체의 궤적추종 제어를 위해 쿼드로터의 수학적 모델을 기반으로 설계된 위치 제어 기법^[6]을 이용한다.

동작생성 모듈로부터 출력되는 참조용 위치 벡터를 $p_c = (x_c, y_c, z_c)^T$ 라 하고, 자세추정 모듈로부터 추정된 현재의 위치 벡터를 $p = (x, y, z)^T$ 라 하자. 두 벡터를 이용하여 위치오차 벡터 p_e 는 식 (12)와 같이 계산된다.

$$p_e = p_c - p \quad (12)$$

이제, 위치오차벡터를 이용하여 PD제어 형태의 페루프 방정식을 식 (13)과 같이 설정하자.

$$\ddot{p}_e + K_d \dot{p}_e + K_p p_e = 0 \quad (13)$$

여기서 K_d, K_p 가 양의 정부호 행렬(positive definite matrix) 일 때, 식 (13)은 Routh-Hurwitz 판별법^[18]에 의하여 위치오차 벡터 p_e 는 0으로 수렴한다. 식 (13)에 식(12)의 관계를 적용하면,

$$\ddot{p} = \ddot{p}_c + K_d(\dot{p}_c - \dot{p}) + K_p(p_c - p) \quad (14)$$

를 유도할 수 있다. 페루프 방정식을 통해 유도된 \ddot{p} 를 가상 제어 벡터 $u = \ddot{p} = (u_1, u_2, u_3)^T$ 로 정의하자. 이를 식 (3)에 적용하여 양변을 다시 정리하면 식 (15)와 같다.

$$R^T(u + gz_e) = \frac{1}{m} Tz_e \quad (15)$$

식 (15)를 풀어서 전개하면,

$$u_1 \cos \theta \cos \psi + u_2 \cos \theta \sin \psi - (u_3 + g) \sin \theta = 0, \quad (16)$$

$$\begin{aligned}
 &u_1(\sin\theta\cos\psi\sin\phi - \sin\psi\cos\phi) \\
 &+ u_2(\sin\theta\sin\psi\sin\phi + \cos\psi\cos\phi) \\
 &+ (u_3 + g)\cos\theta\sin\phi = 0,
 \end{aligned} \tag{17}$$

$$\begin{aligned}
 &u_1(\sin\theta\cos\psi\sin\phi - \sin\psi\cos\phi) \\
 &+ u_2(\sin\theta\sin\psi\sin\phi + \cos\psi\cos\phi) \\
 &+ (u_3 + g)\cos\theta\cos\phi = \frac{1}{m}T
 \end{aligned} \tag{18}$$

의 비선형 방정식을 유도할 수 있다. 이때, $\cos\theta$ 가 0이 아니라는 가정 하에 식 (16)의 양변을 $\cos\theta$ 로 나누고 정리하면 식 (19)를 유도할 수 있다.

$$\theta = \tan^{-1}\left(\frac{u_1\cos\psi + u_2\sin\psi}{u_3 + g}\right) \tag{19}$$

또한, (18)×sinφ - (17)×cosφ의 연산을 적용하여 정리하면 식 (20)을 유도할 수 있다.

$$\frac{1}{m}T\sin\phi = u_1\sin\psi - u_2\cos\psi \tag{20}$$

φ에 대한 관계식을 유도하기에 앞서, 식 (15)부터

$$\left(\frac{1}{m}T\mathbf{z}_e\right)^\top \left(\frac{1}{m}T\mathbf{z}_e\right) = (u + g\mathbf{z}_e)^\top (u + g\mathbf{z}_e) \tag{21}$$

의 관계가 성립함을 알 수 있다. 식 (21)을 풀어서 정리하면 식 (22)의 방정식을 유도할 수 있다.

$$u_1^2 + u_2^2 + (u_3 + g)^2 = \left(\frac{1}{m}T\right)^2 \tag{22}$$

따라서, 식 (22)를 식 (20)에 대입하여 φ에 관해서 정리하면 식 (23)과 같다.

$$\phi = \sin^{-1}\left(\frac{u_1\sin\psi - u_2\cos\psi}{\sqrt{u_1^2 + u_2^2 + (u_3 + g)^2}}\right) \tag{23}$$

식 (14) 및 가상 제어 입력 벡터로부터 최종적으로 유도된 식 (19), (23)으로부터 비행체 내부의 자세 제어기에 대한 입력벡터를 $\boldsymbol{\theta}_c = (\theta, \phi, \psi)^\top$ 으로 구성하여 참조값으로 활용한다. 여기서 ψ는 위치 추정 모듈로부터 추정된 비행체의 요(yaw)축 회전각이다. 마지막으로, 4개의 로터에 필요한 전체 추력은 식 (18)을 정리하여 식 (24)와 같이 유도된다.

$$\begin{aligned}
 T = \frac{1}{m} &[u_1(\sin\theta\cos\psi\cos\phi + \sin\psi\sin\phi) \\
 &+ u_2(\sin\theta\sin\psi\cos\phi - \cos\psi\sin\phi) \\
 &+ (u_3 + g)\cos\theta\cos\phi]
 \end{aligned} \tag{24}$$

IV. 실험 결과

4.1 대상 쿼드콥터 비행체

그림 7은 본 논문에서 대상 비행체로 이용된 허밍버드(Autopilot Hummingbird, 독일 Ascending Technologies 社¹⁶⁾)이다. 대상 비행체는 높이 8cm, 로터와 로터 간 길이 55cm, 무게 0.5kg으로 비교적 소형·경량으로, 관성측정장치(IMU), GPS, 자기센서(magnetic sensor)등을 내장하고 있다. 이들 정보는 지그비(zigbee) 프로토콜을 통해 무선전송이 가능하다. 또한, 비행체의 내부에는 고수준(high level) 및 저수준(low level)으로 구분되는 마이크로 컨트롤러(microcontroller)가 포함되어 있다. 저수준 제어기에는 쿼드콥터의 자세 및 추력을 직접 제어하기 위한 제어기가 내장되어 있다. 고수준 제어기에는 저수준 제어기의 입력 참조값(즉, 롤·피치·요 축의 각도 정보, 전체 추력)들이 사용자 프로그래밍을 통해 설정될 수 있도록 구현되어 있다.

그림 8은 제안된 방법을 평가하기 위한 실험 환경을 나타낸다. 그림 8에 나타나 있듯이, 본 논문에서는 바닥에서 6m 높이에 설치된 하나의 카메라를 이용하여 위치/자세 추정 시스템을 구성하였다. 카메라는 하이비전시스템 사¹⁷⁾의 HVR-2300CA 모델이 이용되었다. 카메라 내부에는 적외선 대역만 통과시키는 광학 필터가 장착되어 있으며, 카메라의 측면에는 적외선 광원이 설치되어 있다. 원형 링 패턴은 쿼드콥터의 비행 시 공기 저항에 의한 영향을 최소화하기 위하여 두께 5mm의 폴리카보네이트 재질을 이용하여 지름 56cm의 원형 링 형태가 되도록 구성하였다 (그림 7



그림 7. 원형 링 반사패턴이 설치된 쿼드콥터 비행체
Fig. 7. The target quadrotor on which a reflective circular ring pattern is installed

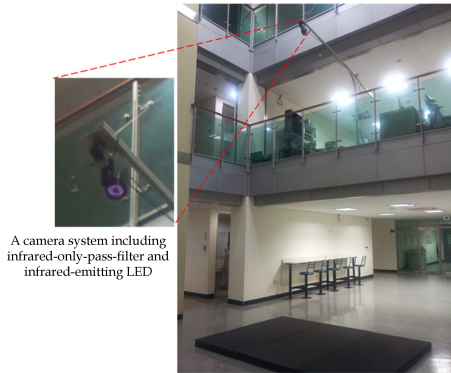


그림 8. 쿼드콥터 비행체의 실험을 위한 환경
Fig. 8. Experiment environment for quadrotor-type UAVs

참조). 또한, 원형 링 표면에는 적외선 광을 반사시키기 위한 반사체가 부착되어 있다.

4.2 자세추정시스템의 성능 분석

궤적추종 제어기의 성능 분석에 앞서, 본 논문은 우선 자세추정시스템의 성능을 분석하였다. 그림 9는 입력된 영상에 대하여 제안된 자세추정 기법의 적용사례를 보여 준다. 입력된 영상은 적외선 대역통과 필터가 장착된 카메라를 통해 획득된 영상을 나타낸다. 제안된 방법을 통해 원형패턴의 내부 및 외부에 존재하는 두 개의 타원특징들이 추출되고, 추출된 내부의 타원정보로부터 하나의 공면점이 결정된다. 그림 9에서 제안된 방법에 의해 추정된 위치/자세 정보는 동체좌표계를 구성하는 3개의 독립된 축으로 표현되고 있다.

본 논문은 제안된 방법의 추정성능을 분석하기 위하여 쿼드콥터 비행체를 다양한 측정점에 위치시킨 후 측정위치에 대한 추정위치의 오차를 분석하였다. 이 실험에서 측정위치는 카메라 좌표계를 기준으로 X축 0m, Z축 6m로 고정되었다. 또한, X축에 대한 변

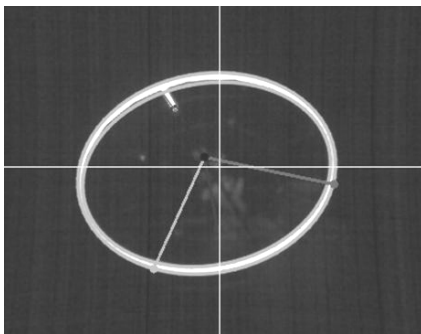


그림 9. 입력 영상에 대한 자세 추정의 사례
Fig. 9. An example of object pose estimation for a given image

위는 -100cm~100cm 범위에서 매 50cm 간격이 되도록 하였고, 매 측정위치에서 1000회의 샘플 데이터가 획득되었다. 표 2는 X축의 변위에 따른 매 측정점에서의 추정치들에 대한 평균오차를 나타낸다.

표 2에서 x축의 변위가 원점에서 멀어짐에 따라 오차가 증가하는 경향이 있는데, 이는 카메라 렌즈왜곡의 오차가 완벽하게 보정되지 않음으로부터 기인되는 것으로 사료된다. 그러나 측정범위 내에서 가지는 최대오차는 -2.6337[mm]로서 실제적용 시 허용할 만한 수치를 감안할 때, 제안된 방법을 통해 비교적 안정적인 쿼드콥터의 위치 추정이 가능함을 알 수 있다. 표 2의 마지막 행은 각각의 측정점에서 추정된 요(yaw)축 각도의 평균 오차를 나타낸다. 측정범위 내에서 요축의 추정오차는 최대 -0.0310[rad]으로 조사되었고, 이를 통해 제안된 위치추정 시스템이 쿼드콥터의 궤적추종 제어를 위해 충분한 추정성능을 확보하고 있음을 알 수 있다.

표 2. 위치 이동에 따른 평균 오차

Table 2. Average of the errors at each measurement point along x-axis

measurement locations	position errors			orientation errors
	X[mm]	Y[mm]	Z[mm]	Yaw[rad]
1000	0.7122	0.2887	-2.6337	-0.0310
500	-0.6687	-0.2699	-2.3804	-0.0230
0	-0.0130	0.0074	0.3644	0.0027
-500	-0.8177	-0.5172	-0.2808	0.0192
-1000	0.0033	-0.5080	-2.0764	0.0288

4.3 궤적 추종 제어 시스템의 성능 분석

제안된 궤적추종 제어 시스템의 성능을 평가하기 위하여, 본 논문에서는 3가지 관점에 대한 실험을 수행하였다. 첫 번째 실험은 호버링(hovering) 안정성과 관련된 실험으로, 본 논문에서는 하나의 목표점에 대한 추종 성능을 분석하였다. 두 번째 실험은 두 개의 목표점에 대한 반복적인 이동을 통해 위치추종 성능을 분석하는 것이며, 세 번째는 주어진 궤적에 대한 추종 성능을 분석하는 것이다.

4.3.1 목표점 추종 성능

본 논문은 쿼드콥터 비행체가 하나의 목표점이 주어진 경우에 대한 응답속도와 정상상태 오차를 분석하기 위하여 목표점 추종 성능분석 실험을 수행하였다. 실험은 3개의 위치에 대하여 개별적으로 진행되었다.

으며, 쿼드콥터 비행체의 호버링 성능은 3개의 실험을 통해서 관측된 추정오차들에 대한 통계치를 통해 평가된다. 3개의 실험에서 비행체의 초기 위치는 공통적으로 $P_0 = (0, 0, 0.23)^T$ 으로 설정되었다(단위:m). 목표 위치는 $P_1 = (0.5, 0.5, 1.3)^T$, $P_2 = (0.0, 0.0, 1.0)^T$, $P_3 = (-0.5, -0.5, 1.0)^T$ 으로 각각 설정되었다.

그림 10은 첫 번째 목표점에 대한 추종 제어 결과를 나타낸다. 여기서 처음 3개의 행에 위치한 그래프는 각각 X, Y, Z 축에 대하여 시간에 따른 상태(위치)의 변화를 도시한 것이다. 그림 10에 나타나 있듯이, 비행체는 주어진 목표점에 대하여 정상상태로 진입하는 과정에서 약 3초의 시간이 필요함을 알 수 있다. 그림 10의 마지막 그래프는 각각의 축에 대하여 시간에 따른 위치추종 오차를 나타낸다. 위치추종 오차를 보다 면밀히 분석하기 위하여, 3개의 서로 다른 위치에서 획득된 3~10초 사이의 위치추종 오차들을 통계적으로 분석하였다. 표 3은 위치 추종 오차들에 대한 평균과 표준 편차들을 나타낸다. 위치 추종 오차의 평균으로부터 X, Y축 상으로 0.03m 미만의 오프셋을 보이는 반면, Z축에 대해서는 상대적으로 큰 오프셋을 보이는 경향이 있었다. 이는 원형 링 패턴의 추가

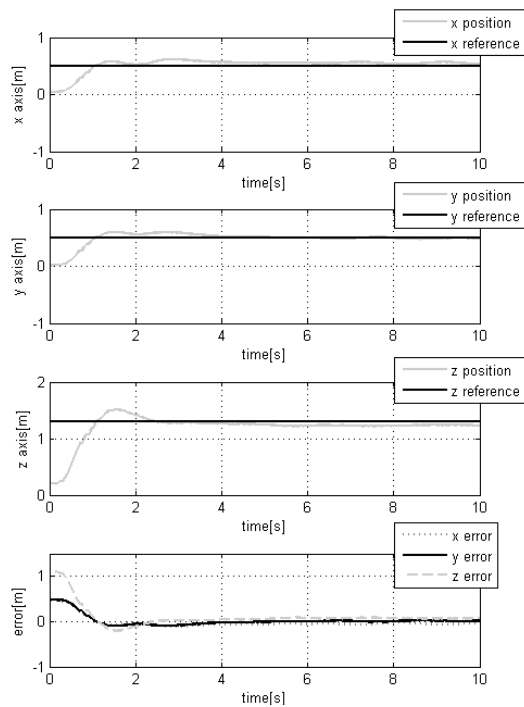


그림 10. 위치 추종 제어 실험 결과 그래프
Fig. 10. Experiment results for point tracking control

표 3. 위치 추종 실험 결과
Table 3. Statistics in steady state in point tracking control

	Mean	Std.
X [m]	0.0024	0.0260
Y [m]	-0.0279	0.0448
Z [m]	-0.0976	0.0330

장착으로 인한 무게의 증가와 중력의 영향으로 인해 Z 축에 대한 제어 성능이 상대적으로 저하된 결과를 보이는 것으로 사료된다. 표 3의 표준 편차를 통해 알 수 있듯이, 제한된 궤적추종 제어 시스템은 비행체의 호버링 상태가 유지되도록 안정적으로 제어하였다.

4.3.2 다점 위치 추종 성능

다점 위치 추종 실험은 두 개의 목표점에 대하여 일정 시간을 주기로 반복적으로 추종하는 실험이다. 본 실험에서 3차원 공간상의 두 개의 목표점은 고정된 Z축의 좌표에서 X와 Y축의 좌표를 0.7m 너비로 5초를 간격으로 반복적으로 설정되었으며, 지구좌표계 상에서 각각 $p_1 = (0.35, 0.35, 1.50)^T$ [단위:m]과 $P_2 = (-0.35, -0.35, 1.50)^T$ 에 위치되었다. 그림 11

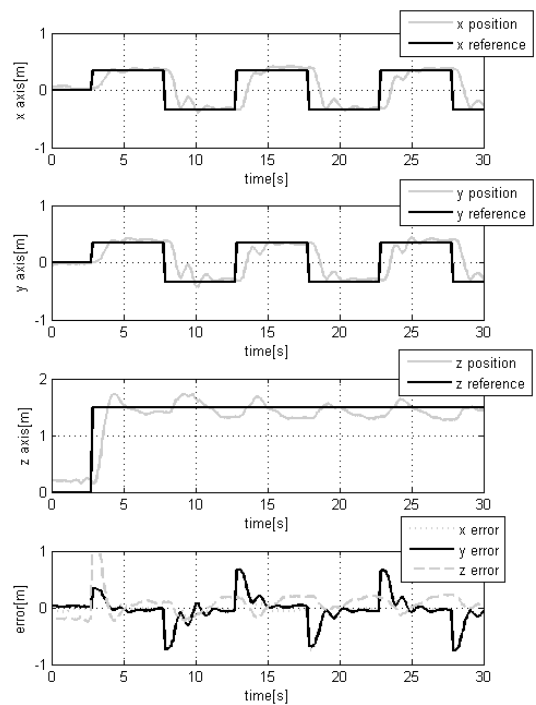


그림 11. 다점 위치 추종 실험 결과
Fig. 11. Experimental results for multi-point tracking control

은 다점 위치 추종 제어에 대한 실험 결과를 나타낸다. 여기에서 상위 3개의 그래프는 X, Y, Z 축에 대한 참조 값과 위치 추정 시스템 위치부터 추정된 각 축에 대한 위치 추정치를 나타낸다. 또한 최 하단의 그래프는 3개의 축에 대한 위치 추종 오차를 나타낸다.

4.3.3 궤적 추종 성능

제안된 방법의 최종적인 성능 평가를 위하여, 본 논문에서는 주어진 궤적에 따른 추종성능을 분석하였다. 이 실험을 위하여 3차원 공간에서 원형 궤적이 생성되었는데, 생성된 궤적은 시간 t의 함수로서 식 (25)로 정의되었다.

$$P_c(t) = (0.5\sin(t), 0.5\cos(t), 1.9)^T [m] \quad (25)$$

동작생성모듈은 식(25)의 궤적에 대하여 50ms간격으로 위치(p_c)와 속도(\dot{p}_c), 가속도(\ddot{p}_c) 정보를 생성하며, 궤적추종 제어기의 참조값으로 매 시간 간격마다 입력된다. 그림 12는 주어진 식 (25)의 궤적에 대한 추종 결과를 나타낸 것으로서, 각각 X, Y, Z축에 대한 추종 결과 및 총 오차를 나타낸다.

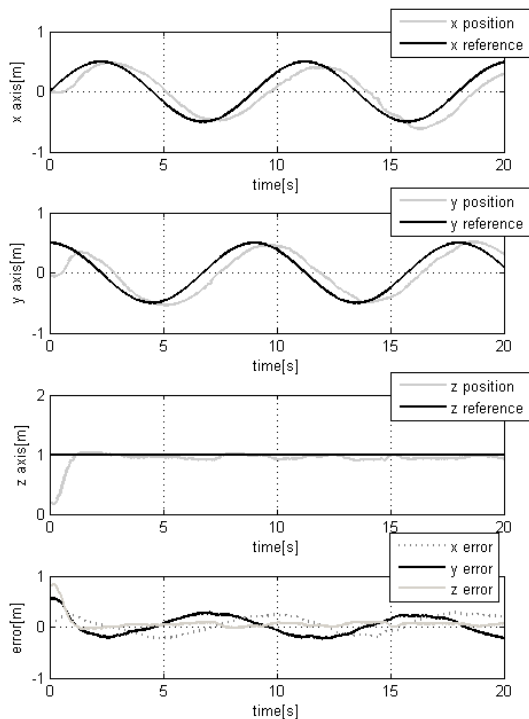


그림 12. 궤적 추종 제어 실험 결과
Fig. 12. Experimental results for trajectory tracking control

다점 추종 제어에 관한 실험 결과와 비교할 때, Z 축의 추종 성능이 비교적 안정적인 것을 확인할 수 있다(그림 12 참조). 이는 다점 추종 제어에서와는 달리, 생성된 궤적의 매 시퀀스 별 목표 위치, 속도, 가속도 정보를 궤적 추종 제어에 이용하기 때문인 것으로 사료된다.

V. 결 론

본 논문은 실내 환경에서 비전 기반의 위치 및 자세 추정 시스템을 기반으로 하는 쿼드콥터형 비행체의 궤적추종 제어 시스템을 다루었다. 본 논문은 우선 쿼드콥터형 비행체의 제어기를 설계하기 위하여 비행체의 수학적 모델을 구하였고, 이를 토대로 궤적 추종을 위한 위치 제어기를 설계하였다. 특히 쿼드콥터의 기구적 구조와 조화를 이룰 수 있는 원형 링 패턴의 설계 방법과 이를 기반으로 하는 자세추정 및 개체식별 시스템의 구성법을 제안하였다. 본 논문에서는 쿼드콥터를 엔터테인먼트 용도로 활용하기 위하여 동작생성 모듈, 자세추정 모듈, 동작제어 모듈로 구성된 궤적추종 제어 시스템을 제안하였다. 제안된 방법은 단일 목표점 추종, 다수 목표점 추종, 궤적 추종의 3가지 관점에서 실제 실험을 통해 평가되었다.

본 논문은 하나의 쿼드콥터에 대한 궤적추종 제어 시스템의 구성 기법에 관해 다루었으며, 다수의 쿼드콥터들을 활용한 엔터테인먼트 콘텐츠의 제작기법 및 이를 위한 소프트웨어 프레임워크에 관한 연구는 추후과제로 남긴다.

Reference

- [1] G. M. Hoffmann, H. Huang, S. L. Waslander, and C. J. Tomlin, "Quadrotor helicopter flight dynamics and control: theory and experiment," in *Proc. AIAA Guidance, Navigation and Control Conf. Exhibit*, pp. 1-20, Hilton Head, South Carolina, Aug. 2007.
- [2] N. Michael, D. Mellinger, Q. Lindsey, and V. Kumar, "The GRASP multiple micro-UAV testbed," *IEEE Mag. Robotics and Automation*, vol. 17, no. 3, pp. 56-65, Sept. 2010.
- [3] D. Cabecinhas, R. Naldi, L. Marconi, C. Silvestre, and R. Cunha, "Robust take-off for a quadrotor vehicle," *IEEE Trans. Robotics*,

vol. 28, no. 3, pp. 734-742, Jun. 2012.

[4] B. Herisse, T. Hamel, R. Mahony, and F.-X. Russotto, "Landing a VTOL unmanned aerial vehicle on a moving platform using optical flow," *IEEE Trans. Robotics*, vol. 28, no. 1, pp. 77-89, Feb. 2012.

[5] R. Zhang, Q. Quan, and K. Y. Cai, "Attitude control of a quadrotor aircraft subject to a class of time-varying disturbances," *IET Control Theory & Appl.*, vol. 5, no. 9, pp. 1140-1146, Jun. 2011.

[6] Z. Zuo, "Trajectory tracking control design with command-filtered compensation for a quadrotor," *IET Control Theory & Appl.*, vol. 4, no. 11, pp. 2343-2355, Nov. 2010.

[7] N. Guenard, T. Hamel, and R. Mahony, "A practical visual servo control for an unmanned aerial vehicle," *IEEE Trans. Robotics*, vol. 24, no. 2, pp. 331-340, Apr. 2008.

[8] O. Bourquardez, R. Mahony, N. Guenard, F. Chaumette, T. Hamel, and L. Eck, "Image-based visual servo control of the translation kinematics of a quadrotor aerial vehicle," *IEEE Trans. Robotics*, vol. 25, no. 3, pp. 743-749, Jun. 2009.

[9] S. Grzonka, G. Grisetti, and W. Burgard, "A fully autonomous indoor quadrotor," *IEEE Trans. Robotics*, vol. 28, no. 1, pp. 90-100, Feb. 2012.

[10] *Firefly*, Retrieved Jan., 6, 2013, from <http://senseable.mit.edu/flyfire/>

[11] *Vicon MX System*, Retrieved Jan., 6, 2013, from <http://www.vicon.com/>

[12] G. Ducard and R. D'Andrea, "Autonomous quadrotor flight using a vision system and accommodating frames misalignment," in *Proc. IEEE Int'l symp. Industrial embedded systems (SIES '09)*, pp. 261-264, Switzerland, Jul. 2009.

[13] J. H. Hwang, A study of integrated controller for the quadrotor flying robot, Master thesis, Sejong University, 2009.

[14] F. N. Fritsch and R. E. Carlson, "Monotone piecewise cubic interpolation," *SIAM J. Numer. Anal.*, vol. 17, no. 2, pp. 238-246, 1980.

[15] H.-H. Kim, K.-W. Park, and Y.-S. Ha, "3D

pose estimation of a circular feature with a coplanar point," *J. IEEK-System and Control*, vol. 48, no. 5, pp. 382-393. 2012.

[16] *Ascending Technologies*, Retrieved Jan., 6, 2013, from <http://www.asctec.de>.

[17] *Hyvision system*, Retrieved Jan., 6, 2013, from <http://www.hyvision.co.kr>.

[18] G. F. Franklin, M. L. Workman, and D. Powell, *Feedback control of dynamic systems 6th Ed.*, Pearson, 2010.

시 효 석 (Hyoseok Shi)



2010년 8월 : 광운대학교 정보 제어공학과 졸업
 2012년 8월 : 광운대학교 정보 제어공학과 석사
 2013년 10월~현재 : 일본 오사카대학 대학원, 공학연구과 지능-기능 창성공학부 박사 과정

<관심분야> 로보틱스, UAV, 마그네틱 기어드 모터

박 현 (Hyun Park)



2011년 8월 : 광운대학교 정보 제어공학과 졸업
 2013년 8월 : 광운대학교 정보 제어공학과 석사
 2013년 9월~현재 : 광운대학교 예술로봇연구소 연구원
 <관심분야> 패턴인식, 로봇비전, 영상처리

김 현 희 (Heon-Hui Kim)



1997년 2월 : 한국해양대학교 기
관공학과 졸업
2002년 8월 : 한국해양대학교 제
어계측공학과 석사
2012년 2월 : 한국해양대학교 제
어계측공학과 박사
2006년~2009년 : KAIST HWRS-
ERC 연구원

2009년~현재 : 광운대학교 예술로봇연구소 연구원
<관심분야> 로봇비전, 패턴인식, 기하학, 로봇 소프트
트웨어, 해양로봇

박 광 현 (Kwang-Hyun Park)



1994년 2월 KAIST : 전자전산
학과 졸업
1997년 2월 KAIST : 전자전산
학과 석사
2001년 2월 KAIST : 전자전산
학과 박사
2008년~2011년 : 광운대학교 로
봇학부 조교수

2011년~현재 : 광운대학교 로봇학부 부교수
<관심분야> 서비스 로봇, 패턴인식, 로봇 소프트웨어