

자동 이착륙 시스템을 갖춘 모형 헬리콥터 시스템

강철웅* · 임종환*

Model Helicopter System with an Automatic Takeoff and Landing System

Chul-Ung Kang* and Jong-Hwan Lim*

ABSTRACT

In this paper, we introduce an autonomous flying for takeoff and landing a model helicopter with a vision system. A feature of the helicopter is that automatic flying for takeoff and landing is realized by a vision system. Owing to this vision system, the model helicopter is able to takeoff and landing without any human assistance. The vision system is composed of a CCD camera mounted on the helicopter and an image processor on the ground. We first introduce the configuration of the helicopter system, which has a vision sensor, a clinometer and an azimuth sensor. To determine the 3-D position and posture of helicopter, a technique of image recognition using a monocular image is used. Finally we give an experiment result which we obtained in takeoff and landing test with our vision system. This result shows the effectiveness of the vision system in the model helicopter

Key Words : Helicopter, automatic takeoff and landing, vision system, image recognition

1. 서론

공중촬영은 한번에 광범위한 지역의 정보를 수집할 수 있기 때문에 인공위성, 비행기, 헬리콥터 등의 실기를 이용한 방법이 널리 이용되고 있고, 장난감 기계에서 쉽게 접할 수 있는 모형 헬리콥터, 모형 비행기를 이용한 방법도 경제적이기 때문에 종종 이용되고 있다. 그러나 실기를 이용한 공중촬영은 이용경비가 과다하며, 모형 헬리콥터 혹은 비행기의 이용은 숙달된 매뉴얼 조정자가 필요하며 조정자가 비행동작

을 인식할 수 있는 비행범위 내에서만 비행이 가능하므로 비행범위가 제한적이다. 광범위한 지역의 감시나 정찰을 스스로 수행할 수 있는 자율 비행기기는 조정자의 위험을 수반하는 비행에서 조정자의 안전을 확보할 수 있기 때문에 오래전부터 인간의 도움 없이 비행범위에 제약 받지 않고 스스로 자율비행을 실현할 수 있는 방법에 대하여 연구개발 되어 왔고 많은 기술들이 이미 잘 알려져 있다[1-4]. 이미, 군사용 목적의 자율비행기기는 개발비에 개의치 않고 개발해 성공하여 실용화되어 있으나, 쉽고 간편하게 우리들 생활 속에 자율비행기기를 이용하고자 할 때 개발비와 사용 코스트는 고려되어야 할 중요한 사항이다. 최근 반도체 기술의 비약적인 발달로 원 칩 컴퓨터, 전자 디바이스, 마이크로 액추에이터 등을 손쉽게 이

* 제주대학교 기계에너지생산공학부, 첨단기술연구소
Faculty of Mechanical, Energy & Production Eng., Research Institute of Advanced Technology, Cheju Nat'l Univ.

용할 수 있게 되었으며, 이를 RC 모형 헬리콥터나 비행기에 적용하면 콤팩트하고 경제적인 자율비행 시스템을 구축할 수 있다.

본 연구에서는 비전 시스템[5-8]과 센서 시스템을 이용하여 자율비행을 실현할 수 있는 모형 헬리콥터 시스템을 개발하였다. 헬리콥터 시스템은 구조적으로 콤팩트하며 경제적인 개발비로 실현하였다. 또한 헬리콥터 시스템은 능숙한 조정자의 도움 없이 비전 시스템과 센서 시스템의 정보를 이용하여 이착륙 비행을 완전히 자동으로 수행할 수 있다. 헬리콥터 시스템은 컨트롤러 시스템과 헬리콥터에 탑재된 시스템으로 구분되며, 지상에서 헬리콥터의 상태를 모니터링하면서 헬리콥터를 제어하기 위해 컨트롤러와 화상처리 시스템은 지상에 두고 있다. 비전 시스템으로부터의 단안 화상정보를 이용하여 랜드마크를 검출하고 랜드마크와 CCD 카메라와의 기하학적 관계를 해석하여 랜드마크와 카메라와의 상대적인 3차원 정보를 수집한다.

본 연구는 자동이착륙과 더불어 계획된 경로를 따라 자율비행 실현할 수 있는 헬리콥터 시스템 개발에

그 목표를 두고 있어, 본 연구실에서는 GPS(Global Positioning System)을 이용한 경로추적 자율비행 시스템은 비교적 안정적인 자세를 비행 중에 스스로 유지할 있는 kite-type 모형 비행기를 대상으로 하여 조정자의 어떠한 도움도 없이 완전한 자율비행을 실현할 수 있는 시스템을 개발하여 그 결과에 대해서는 이미 보고 되어 있다[9]. 본 논문에서는 헬리콥터의 자동 이착륙을 실현하기 위해 개발한 비전 시스템에 대하여 서술하겠다. 헬리콥터의 시스템 구성, 단안화상정보를 이용한 화상계측 아이디어와 테크닉 그리고 헬리콥터의 자동 이착륙 비행실험에 대하여 서술하겠다.

II. 헬리콥터 시스템 구성

Fig. 1은 헬리콥터 시스템의 구성을 나타내고 있다. 헬리콥터에는 CCD 카메라, 화상신호 송신장치, 경사 센서, 방위센서, 무선모뎀, RC 수신기가 탑재되어 있고, 지상에는 화상신호 수신장치, 화상처리장치, 무선

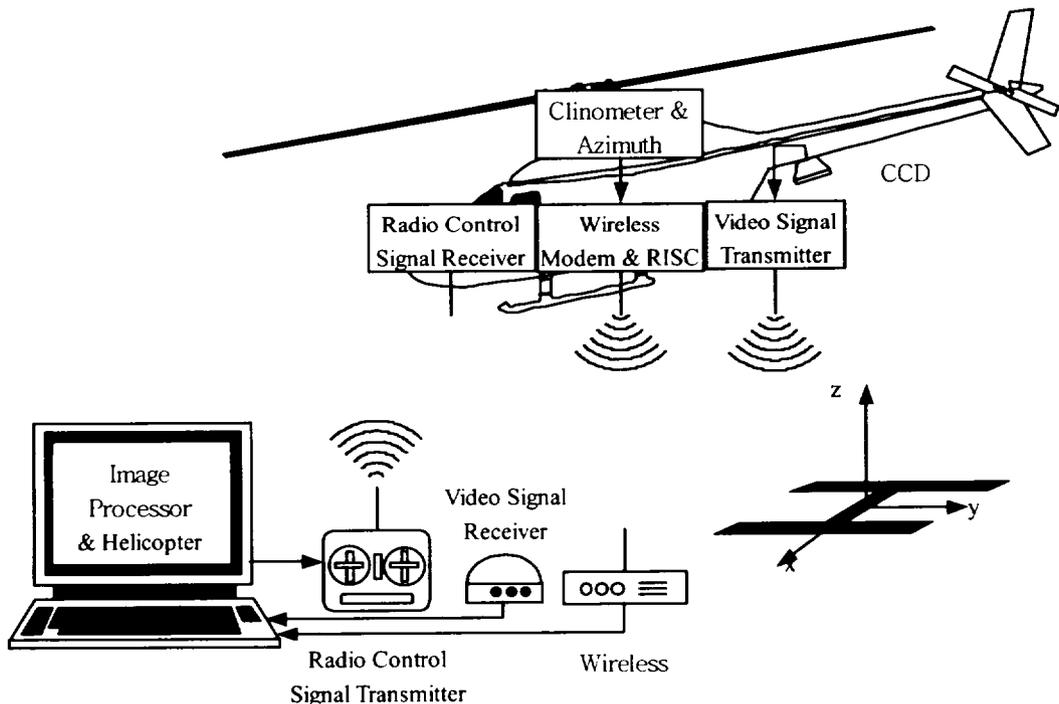


Fig. 1. Configuration of the model helicopter system.

모뎀, RC 송신기, 컨트롤러가 설치되어 있다. 이 시스템의 특징은 지상에서 헬리콥터의 모든 상태를 모니터링하면서 헬리콥터의 비행을 제어할 수 있다.

지상에 설치한 랜드마크를 검출하기 위해 헬리콥터에 탑재한 CCD 카메라로부터의 단안화상정보는 화상 신호 송신장치에 의해 1.2GHz의 무선 주파수로 지상에 설치된 화상신호 수신장치에 전송한다. 화상처리장치에서는 단안화상정보를 디지털 정보로 변환하여 랜드마크를 검출하고 랜드마크와 카메라의 기하학적 관계를 해석하여 헬리콥터의 3차원 정보를 수집한다.

비전 시스템으로부터 수집된 정보의 정밀도는 랜드마크와 카메라와의 거리에 크게 영향 받으며, 노이즈에 의해 정확한 화상정보가 송신되지 않을 경우 헬리콥터를 제어하기 위한 어떠한 정보도 얻을 수 없기 때문에 헬리콥터 시스템에 치명적인 손상을 입힐 수 있다. 이러한 문제점을 해결하기 위해 본 헬리콥터 시스템에는 경사센서와 방위센서를 탑재하여 헬리콥터의 정보를 보정하고 있다. 경사센서와 방위센서에서 얻어진 정보는 무선모뎀에 의해 2.472GHz의 무선 주파수로 지상에 송신하며, 무선 모뎀은 헬리콥터에 탑재한 RISC(Reduced Instruction Set Computer)에 의해 제어된다.

지상에 설치된 헬리콥터 컨트롤러는 비전 시스템과 센서 시스템으로부터 헬리콥터의 위치정보 및 자세정보를 검출하여 자동 이착륙 비행을 실현하기 위한 헬리콥터 액추에이터 제어량을 산출하며 RC 송신기를 통하여 헬리콥터에 전송한다. 이 때 컨트롤러에서 RC 송신기로 전송되는 제어신호는 PPM(Plus Position Modulation) 신호로 코드화하여 전송한다. 코드화 로직회로는 FPGA(Field Programmable Gate Array)를 이용하여 실현하였다.

III. 헬리콥터 3차원 정보계측

3.1. 랜드마크의 화상과 헬리콥터와의 관계

본 헬리콥터 시스템에서는 단안화상정보를 이용하여 헬리콥터의 3차원 정보를 계측하기 위하여 헬리콥터 이착륙장에 설치되어 있는 것과 비슷한 H 문자를

랜드마크로 채용하고 있다. Fig. 2는 헬리콥터에 탑재된 CCD 카메라로부터 얻을 수 있는 단안화상정보의 예를 나타내고 있으며, CCD 카메라로부터 얻어진 랜드마크의 상태에 따라 헬리콥터의 비행 상태를 예측할 수 있다. Fig. 2의 화상 1과 2는 헬리콥터 기체가 수평을 유지한 상태에서 비행하고 있는 경우로 헬리콥터의 롤 각과 피치 각이 각각 0° 를 유지하고 있다. Fig. 2의 화상 3과 4는 헬리콥터 기체가 기울어져 있는 상태에서 비행하고 있는 경우로 헬리콥터의 롤 각과 피치 각이 수평상태에서 벗어나 호버링 상태를 유지하면서 자동 이착륙 비행을 실현하기 위해서는 헬리콥터 기체가 수평이 되도록 제어할 필요가 있다.

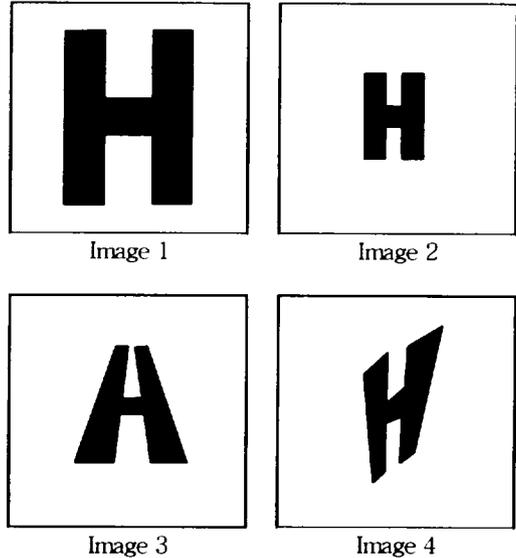


Fig. 2. Monocular images of the landmark with the position and posture information of the helicopter.

3.2. 카메라 좌표계에서의 랜드마크

Fig. 3은 지상에 설치된 랜드마크와 카메라에 투영되는 랜드마크와의 기하학적 관계를 나타내고 있다. 카메라 투시변환관계를 이용하면 지상에 설치된 랜드마크와 카메라에 투영된 랜드마크와의 관계를 카메라 초점에서 결정되는 카메라 좌표계 x_c, y_c, z_c 에서 정의할 수 있다. 카메라의 구조로부터 상이 투영되는 화

상평면은

$$z = f \quad (1)$$

로 주어지며, 여기서 f 는 카메라의 초점거리이다. 따라서 화상평면에 존재하는 한 점은 카메라좌표계에서 결정되는 $[u, v, f]$ 로 나타낼 수 있다.

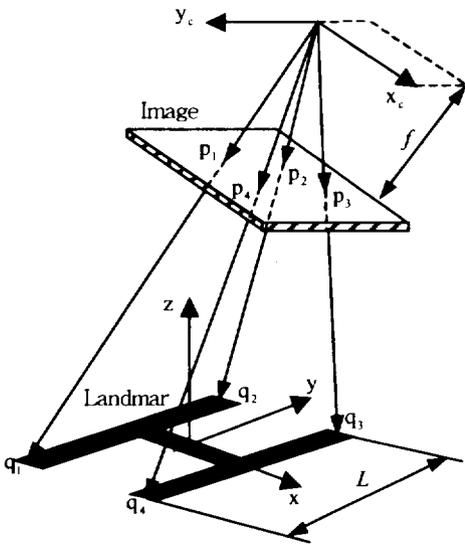


Fig. 3. Relation between the camera coordinate system and the landmark coordinate system.

Fig. 3에 나타내고 있는 랜드마크의 끝점 q_1, q_2, q_3, q_4 는 p_1, p_2, p_3, p_4 로 카메라 화상평면에 투영되고, 카메라 투시변환관계에 의해,

$$q_i = k_i p_i, \quad (i=1 \sim 4) \quad (2)$$

를 얻을 수 있다. 여기서, q_i 과 p_i 는 카메라 좌표계에서 결정되는 q_i 과 p_i 에 대한 위치벡터이며 k_i 는 정수형 매개변수로 $k_i > 0$ 이다. 또한 Fig. 3에 나타난 것과 같이 랜드마크의 끝점이 직사각형을 유지하도록 설치되어 기하학적 조건으로부터,

$$k_1 p_1 + k_3 p_3 = k_2 p_2 + k_4 p_4 \quad (3)$$

을 얻을 수 있다. 따라서 정수형 매개변수를 결정하기 위해 식 (3)에 적당한 벡터 곱을 취하면 정수형

매개변수 k_2, k_3, k_4 는 정수형 매개변수 k_1 의 비로 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \frac{k_2}{k_1} &= \frac{p_3 \cdot (p_1 \times p_4)}{p_3 \cdot (p_2 \times p_4)} \\ \frac{k_3}{k_1} &= \frac{p_4 \cdot (p_1 \times p_2)}{p_4 \cdot (p_3 \times p_2)} \\ \frac{k_4}{k_1} &= \frac{p_2 \cdot (p_1 \times p_3)}{p_2 \cdot (p_4 \times p_3)} \end{aligned} \quad (4)$$

지상에 설치된 랜드마크의 길이를 L 이라고 하였을 때 L 은,

$$L = |k_1 p_1 - k_2 p_2| \quad (5)$$

로 주어진다. 식 (5)에 식 (4)를 적용하면 $k_1 > 0$ 인 유일한 정수형 매개변수 k_1 를 결정할 수 있고, 정수형 매개변수 k_2, k_3, k_4 도 식 (4)로부터 결정된다. 결국, 카메라 좌표계에서 결정되는 랜드마크의 위치 벡터 q_i 를 결정할 수 있으며, 카메라 좌표계에 대한 랜드마크의 위치정보 및 자세정보를 결정할 수 있다.

3.3. 랜드마크 좌표계에서의 카메라

랜드마크에 고정된 랜드마크 좌표계가 결정되면 Fig. 3에서 나타내고 있는 카메라 좌표계 x_c, y_c, z_c 와 랜드마크 좌표계 xyz 와의 기하학적 관계는 다음과 같은 동차변환 행렬로 주어진다.

$$\begin{bmatrix} x_c \\ y_c \\ z_c \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{v} \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \\ 1 \end{bmatrix} \quad (6)$$

여기서 \mathbf{A} 와 \mathbf{v} 는

$$\begin{aligned} \mathbf{A} &= \left[\begin{array}{cc} \frac{p_1 \times p_2}{|p_1 - p_2|} & \frac{p_4 \times p_1}{|p_4 - p_1|} \\ \frac{p_1 \times p_3}{|p_1 - p_3|} & \frac{p_4 \times p_3}{|p_4 - p_3|} \end{array} \right] \\ \mathbf{v} &= \frac{p_1 + p_2 + p_3 + p_4}{4} \end{aligned} \quad (7)$$

이다. \mathbf{A} 는 직교행렬로 $\mathbf{A}' = \mathbf{A}^{-1}$ 관계에 있다. 따라서 랜드마크 좌표계에서 결정되는 카메라의 위치정보 및 자세정보는 다음 식에 의해 결정된다.

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}^T & -\mathbf{v} \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \\ 1 \end{bmatrix} \quad (8)$$

IV. 위치인식 실험 및 자동 이착륙 실험

본 논문에서 서술한 비전 시스템을 이용한 화상인식 테크닉의 유효성을 확인하기 위해 헬리콥터의 위치인식 실험을 행하였다.

지상에 높이와 폭이 각각 30cm인 랜드마크를 설치하고 랜드마크로부터 $[0 \ 0 \ 100]^T$ 에 헬리콥터를 위치하도록 하여 $[0 \ 0 \ 100]^T$ 를 유지하면서 헬리콥터를 회전시켜 헬리콥터의 위치를 측정하였다. Fig. 4는 이 실험으로 얻어진 결과를 나타내고 있다. Fig. 4에서 나타내고 있는 것처럼 최대 2cm의 오차범위 내에서 헬리콥터의 위치를 측정할 수 있었다.

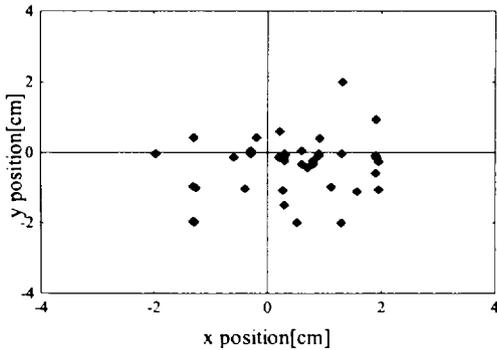


Fig. 4. Accuracy of self-localization of the helicopter with the vision system.

또한, 화상인식 테크닉을 이용하여 랜드마크에 대한 헬리콥터의 자세정보를 측정하고 헬리콥터에 탑재한 경사센서에서 검출되는 헬리콥터의 자세정보와 비교하였다. 헬리콥터 시스템에 적용한 경사센서는 응답속도가 30ms로 다소 느리지만 본 헬리콥터 시스템에 충분히 유효하다. 경사센서 안정된 상태에서 오차가 1.0×10^{-30} 이하이다. 이 실험에서는 경사센서에서

검출되는 정보를 기준으로 하여 ± 10 범위에서 헬리콥터를 5°씩 기울여 그 상태를 유지하도록 하여 본 논문에서 서술한 헬리콥터의 자세정보를 측정하였다. Fig. 5(a)와 (b)는 이 실험으로부터 얻어진 헬리콥터의 자세정보를 나타내고 있다. 헬리콥터의 롤 각에 대해서는 최대 4.9°의 오차로 피치각에 대해서는 최대 4.8°의 오차로 측정되었다. 헬리콥터의 경사각이 커질수록 오차가 커지는 것은 카메라 렌즈의 비틀림 때문이다.

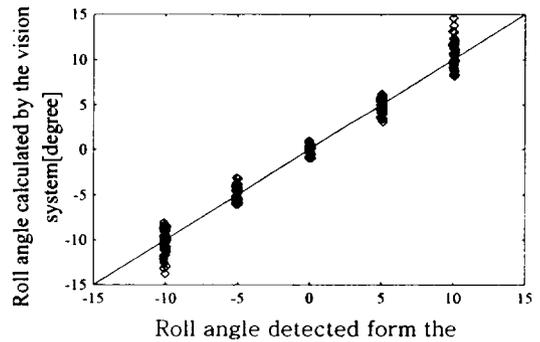


Fig. 5.(a) Comparison of posture information of the helicopter system.

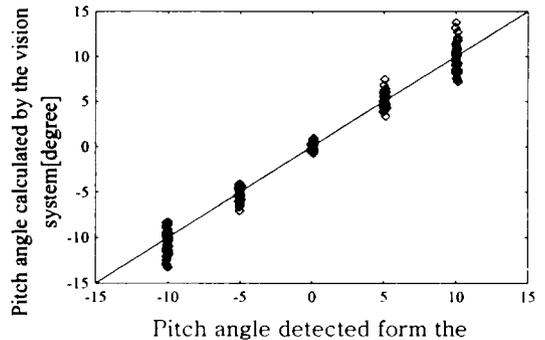


Fig. 5.(b) Comparison of posture information of the helicopter system.

헬리콥터 시스템은 구조적으로 콤팩트한 상용 모형 헬리콥터(Shuttle ZX, Hirobo Co., Japan)을 이용하여 랜드마크 상공의 자동 이착륙 비행이 가능하도록 개발하였다. 비전 시스템에 의한 헬리콥터 3차원 정보는 비디오 신호의 프레임 전송속도와 동일한 30Hz

로 예측가능하며 본 연구실에서 개발한 화상처리 시스템과 펜티엄 586 컴퓨터로 실현하였다. 화상처리 시스템[5]은 FPGA를 이용하여 로직회로를 설계하여 아날로그 화상정보를 2진 화상정보로 변환하는 모듈, 윤곽선 정보를 검출하는 모듈로 구성되어 있다.

비전 시스템은 랜드마크와 카메라와의 거리가 계속 정밀도에 크게 영향을 미치며, 전파의 노이즈로 인해 화상정보가 송신되지 않을 경우 헬리콥터 정보를 계속할 수 없는 단점을 가지고 있다. 본 헬리콥터 시스템에서는 비전 시스템의 단점을 보완하기 위해 경사 센서, 방위센서 그리고 비전 시스템으로 구성된 센서 퓨전 시스템을 구축하였다. 비전 시스템에 의해 헬리콥터 3차원 정보는 경사센서와 방위센서의 정보에 의해 보정된다. Fig. 6(a)와 (b)는 센서 퓨전 시스템에

의해 보정된 헬리콥터 정보를 나타내고 있다. Fig. 6(a)와 (b)에서 센서 퓨전 시스템에 의해 헬리콥터의 정보가 유효하게 보정되는 것을 알 수 있다.



Fig. 7. Automatic take-off flying test with the helicopter system.

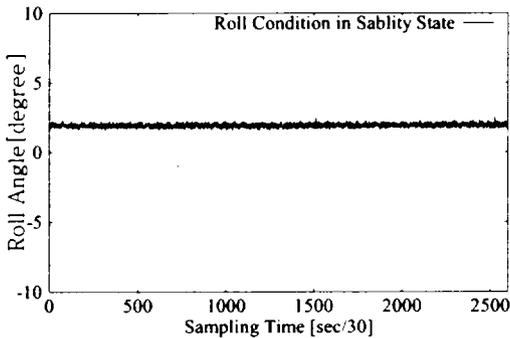


Fig. 6.(a) Posture information of the helicopter system employing a sensor fusion system in a stable state.

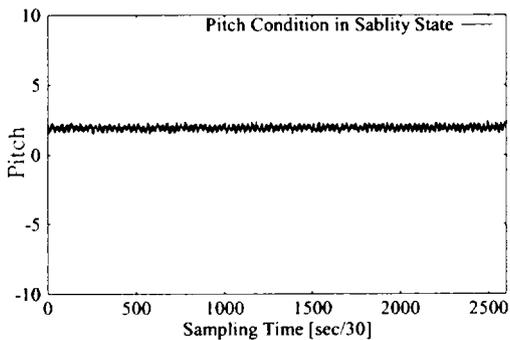


Fig. 6.(b) Posture information of the helicopter system employing a sensor fusion system in a stable state.

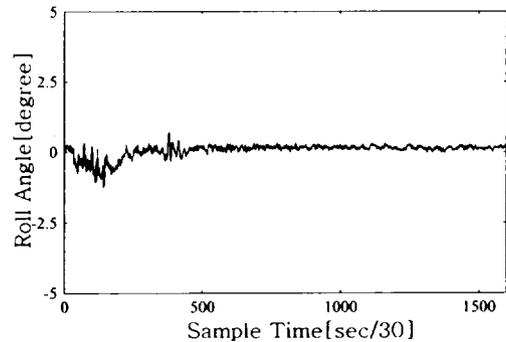


Fig. 8.(a) Posture information of the helicopter system in the automatic take-off flying test.

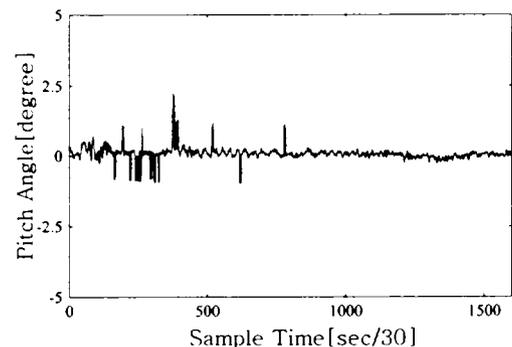


Fig. 8.(b) Posture information of the helicopter system in the automatic take-off flying test.

본 헬리콥터 시스템의 유효성을 확인하기 위해 P 컨트롤러를 설계하여 랜드마크 상공에서 자동 이착륙 비행실험을 행하였다. P 컨트롤러의 비례상수는 숙달된 조정자의 비행실험 데이터를 근거로 결정하였다. Fig. 7은 헬리콥터 시스템을 이용한 자동 이착륙 비행실험 장면을 나타내고 있다. 지상에 높이와 폭이 각각 30cm인 랜드마크를 설치하고 초기위치에 헬리콥터를 인스톨하였다. 컨트롤러의 명령에 의해 헬리콥터를 자동 이륙시켜 지상으로부터 $[0 \ 0 \ 200]^T$ 랜드마크 상공에서 호버링 상태를 유지하도록 하여 본 논문에서 서술한 방법을 이용하여 헬리콥터의 정보를 측정하였다. Fig. 8(a)와 (b)는 헬리콥터의 자동 이착륙 비행실험에서 얻어진 결과를 나타내고 있다. 숙달된 조정자의 경험적 지식을 바탕으로 설계한 컨트롤러의 유효성을 확인할 수 있었다.

V. 결론

본 논문에서는 상용 모형 헬리콥터를 이용하여 구조적으로 콤팩트하고 경제적인 개발비로 개발한 자동 이착륙 비행을 실현할 수 있는 헬리콥터 시스템에 대하여 서술하였다. 본 논문에서 제안한 화상인식 테크닉을 이용하여 비전 시스템으로부터 랜드마크에 대한 헬리콥터 정보를 유효한 오차로 계속할 수 있었고, 비전 시스템을 이용한 자동 이착륙 비행 실험에서 헬리콥터는 호버링 상태를 유지하면서 조정자의 어떠한 도움도 없이 안정된 이착륙 비행을 할 수 있었다. 이 시스템은 지상 시스템과 헬리콥터 시스템으로 구분되어 구성되어 있기 때문에 소형인 모형 헬리콥터라도 페이로드에 관계없이 유효적절하게 시스템을 구성할 수 있었다.

본 연구실에서는 비행 중에 비교적 안정적인 상태를 스스로 유지할 수 있는 kite-type 모형 비행기를 대상으로 하여 센서와 컨트롤러 등 자율비행 실현에 필요한 모든 시스템을 탑재한 시스템 개발에 성공하여 자율비행을 실현하였다. 현재 이러한 시스템을 헬리콥터 시스템에 도입하여 자율비행과 자동 이착륙을

실현할 수 있는 시스템을 개발하고 있다.

참고문헌

- 1) Yamaguchi, T., 1992, "Intelligent control of flying vehicle of using fuzzy associative memory system", Proc. IEEE International Conference on Fuzzy System, pp.1130-1149.
- 2) Yue, A., Postlethwaite, A., and Padfield, G., 1989, " H^∞ designed and the improvement of helicopter handling qualities", Vertica, Vol.13, pp.119-132.
- 3) Townsend, B., 1987, "The application of quadratic optimal cooperative control synthesis to a CH-47 helicopter", Journal of the American Helicopter Society, pp.33-44.
- 4) Mizoguchi, S., 1994, "Modeling and robust control of saucer-type helicopter", Proc. of the Asian Control Conference, pp.313-316.
- 5) Wang, H., Kang, C., Ishimatsu, T., and Ochiai, T., 1997, "Auto-navigation of a wheelchair", Artificial Life and Robotics Vol.1, No.3, pp.141-146.
- 6) Brodia, T., Chandrashekhar, S. and Cehlappa, R., 1990, "Recursive 3-D motion Estimation from a monocular image sequence", IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systems Vol.26, NO.3, pp.197-201.
- 7) Costeira, J. and Kanade, T., 1994, "A multi-body factorization method for motion analysis", CMU Technical Report CMU-CS-TR-94-220.
- 8) Kang, C., Ishimatsu, T., Shimomoto, Y. and Satake, J., 1999, "Hovering control of model helicopter by vision", Artificial Life and Robotics Vol.3, No.3, pp.197-201.
- 9) Kang, C. and Ishimatsu, T., 1994, "Control system for model airplane on autonomous flight", Proc. of the 2nd International workshop on Advanced mechatronics, pp.187-189.