한국해양공학회 2003년도 춘계학술대회 논문집 PP.168~171

리모트 계측을 위한 소형 헬리콥터 개발

김희철* · 강철웅** · 임종환** · 김성근***
*제주대학교 대학원 기계공학과
**제주대학교 공과대학 기계에너지생산공학부
***제주대학교 해양과학대학 BK21

Automatic Model Helicopter for using in the Remote Sensing

Hee-Chul KIM*, Chul-Ung KANG** Jong-Hwan LIM** and Seong-Gun KIM***
*Department o Mechanical Engineering, School of Graduate, Cheju National University, Jeju, Korea
**School of Mechanical Energy and Production, Collage of Engineering, Cheju National University, Jeju, Korea
***BK21, Collage of Ocean Science, Cheju National University, Jeju, Korea

KEY WORDS: Model Helicopter 모형 헬리콥터, Hovering 호버링, Remote Sensing 리모트센싱

ABSTRACT: *We introduced a small-sized automatic model helicopter for using in the remote sensing. The feature of our helicopter system is that the helicopter system is realized using commercialized radio-controlled model helicopter, whose payload is 1.5 kg. Therefore, our system has may benefits when apply our system to practical tasks. The compactness and light-weight of our system is realized by the introduction of our original technique to suppress the vibration noise using a slimy material as well as the introduction of latest sensors and semiconductor products. Submerging the acceleration sensor into a slimy material, moise ratio is highly improved. In this paper, we show an experimental results for the effect of our orignal technique to remove the vibration noise of helicopter. The result of hovering flying test shows the effectiveness of our system*

1. 서 론

헬리콥터는 활주로 없이 이·착륙이 가능하고, 비행기와 비교하여 호버링 비행, 저속비행 등을 수행할 수 있는 장점을 가지고 있기 때문에, 이러한 제한적 비행만이 미션을 성공적으로 수행할 수 있는 저고도 리모트센싱과 공중촬영 등에 종종 이용된다. 그러나 헬리콥터는 숙련된 조정기술을 필요로 하며, 사용자 측면에서 볼 때 비용이 매우 비싸고, 비행패턴에 따라 조정자의 안·전을 위협할 수 있다. 이러한 문제점을 해결하기 위한 방법으로 콤팩트하고 소형인 RC(Radio-Controlled) 모형 헬리콥터의 이용을 고려해 볼 수 있으나, 능숙한 매뉴얼조정 기술이 필요하며, 또한 조정가가 비행동작을 확인할 수 있는 비행구역에서만 비행이 가능하므로 적용대상 분야가 매우 제한적이다.

헬리콥터 및 RC 모형 헬리콥터가 가지고 있는 문제점에 대처하기 위해 오래전부터 조정자의 어떠한 도움도 없이 미션에 따라 사전에 결정된 비행경로를 스스로 비행할 수 있는 비행 시스템에 대하여 연구개발 되어왔다1)~4). 그러나 자율비행을 실현할 수 있는 비행 시스템은 대부분 군사목적으로 개발된 것으로 경제적인 면을 전혀 고려하지 않고 있고, 콤팩트하고 소형이라 할 수 없다. 자율비행 시스템을 손쉽게 우리들 생활주변에서 이용하고자 할 때, 자율비행 시스템의 기능과 더불어 구조적인 크기, 경제적인 면은 개발과정에서 고려되어야 할 매우 중요한 사항이다.

본 논문은 해수면의 온도분포, 해수면의 운동구조 조사, 해수면 오염도 조사, 공중촬영 등의 미션을 조정자의 어떠한 도움 없이도 스스로 수행할 수 있는 자율비행 시스템을 개발하는데 목표를 두고 있다. 본 논문에서는 헬리콥터의 가장 큰 비행특징인 호버링 비행을 스스로 실현할 수 있는 방법에 대하여 서술하겠다. 완전한 자율비행 시스템을 실현하기 위해서는 자율경로 비행과 자동 이·착륙을 실현할 수 있어야 한다. 자율경로 비행5)은 카이트형(Kite-type) 모형 비행기에 GPS(Global Positioning System)를 적용하여 성공하였고, 자동 이·착륙6)은 모형 헬리콥터에 화상정보 시스템을 적용하여 성공하여, 그 결과는 이미 보고 되어 있다.

2. 헬리콥터 시스템의 구성

Table 1은 본 연구에서 이용한 RC 모형 헬리콥터의 상세한 사양을 나타내고 있다. 헬리콥터의 최대 페이로드가 1.5 kg이고 제한적인 공간만을 확보하고 있기 때문에, 자율비행 시스템을 실현하기 위해서는 컨트롤러와 센서 시스템이 매우 콤팩트하고 소형이여야 한다. RC 모형 헬리콥터가 가지고 있는 페이로드 문제와 공간 문제를 해결하기 위해, 반도체 기술에 의해 소형화 된 2축 가속도 센서(ADXL202, Analog Device Co. Ltd, USA), 3

제1저자 김희철 연락처: 제주시 아라 1동 산 1번지
064-754-3620 kcatharsis@hotmail.com

Table 1 Features of Helicopter(Shuttle ZXX, Hirobo Co. Ltd, Japan)

Specification	
Length	1458mm
Span	198mm
Height	393mm
Main Rotor Diameter	1100mm
Tail Rotor Diameter	225mm
Gross Weight	2.35kg
Engine Power	1.02ps
Payload	1.5kg

축 자이로 센서(AER354CERA, Seeds Nishi Tokyo Co. Ltd, Japan), 전자나침판(TCM2, Precision Navigation Co. Ltd, Canada)을 헬리콥터의 자세정보를 수집하기 위한 센서로서 채용하였다. 또한 센서와 컨트롤러와의 인터페이스는 FPGA (Field Programm -able Gate Array)를 이용하여 설계하여 소형화하였고 시스템의 로드를 경감시켰으며 센서정보의 정밀도를 높였다. 헬리콥터는 헬리콥터에 장착한 컨트롤러에 의해 제어되며 컨트롤러에 수집된 헬리콥터에 대한 정보는 휴대폰(DS961B-S, Sundenshi Co. Ltd, Japan)을 통하여 실시간으로 지상에 설치된 헬리콥터 모니터링 시스템에 전송된다. 따라서 가시비행구역을 벗어난 장소에서 실시간으로 헬리콥터의 상태를 모니터링할 수 있으며, 또한 장소와 시간에 관계없이 헬리콥터의 미션계획을 수정할 수 있다. Fig. 1은 헬리콥터 시스템의 구성을 나타내었다.

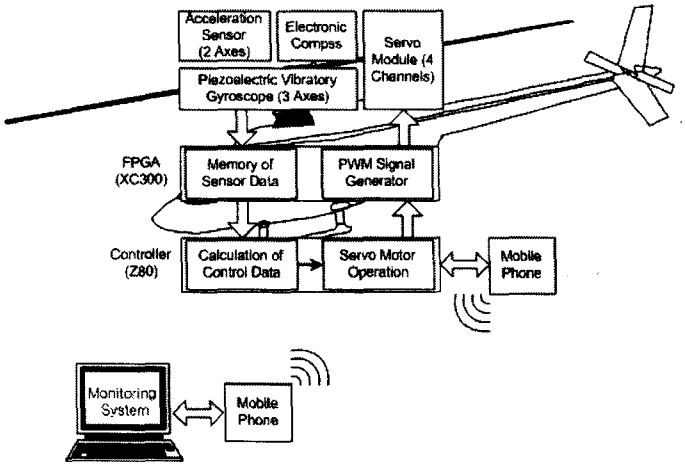

Fig. 1 System Configuration of the Helicopter

헬리콥터가 스스로 호버링 비행을 실현하기 위해서는, 헬리콥터에 대한 자세정보, 방향정보가 필요하다. 2축 가속도 센서와 3축 자이로 센서는 헬리콥터의 자세정보를, 전자 나침판은 헬리콥터의 방향정보를 수집하기 위해 채용하였다. 이들 센서로부터의 정보는 FPGA(XC3000, Xilinx Co. Ltd, USA)을 이용하여 설계한 인터페이스 회로에 의해 처리되어 저장되며, 컨트롤러(Z80, Akizuki Denshi Co. Ltd, Japan)의 요구에 의해 컨트롤러에 전송된다. 컨트롤러는 이들 정보를 바탕으로 호버링 비행을 실현하기 위한 제어량을 산출하고, 제어량 정보는 FPGA을 이용하여 설계한 PWM 신호 발생 회로에 전송되어 PWM 신호로 변환되며, PWM 신호는 헬리콥터의 aileron, elevator, rudder에 연결된 서보 모듈(S3001, Futaba Co. Ltd, Japan)를 구동하여 헬리콥터를 제어한다.

Fig. 2는 헬리콥터 시스템에서 이용한 서보 모듈과 PWM 신호와 관계를 나타내고 있다. PWM 제어 신호의 주기는 16ms이며, 듀티비가 0.05~0.15일 때 듀티비에 비례하여 서보 모듈의 회전각이 결정된다. 서보 모듈의 가변 회전각 범위는 ±60°이며, 듀티비가 0.95일 때 중립위치로 설정되어 있다. FPGA를 이용하여 설계한 PWM 신호 발생 회로에서는 서보 모듈 제어량 정보를 바탕으로 하여 비행을 실현하는데 필요한 PWM 신호를 발생시킨다.

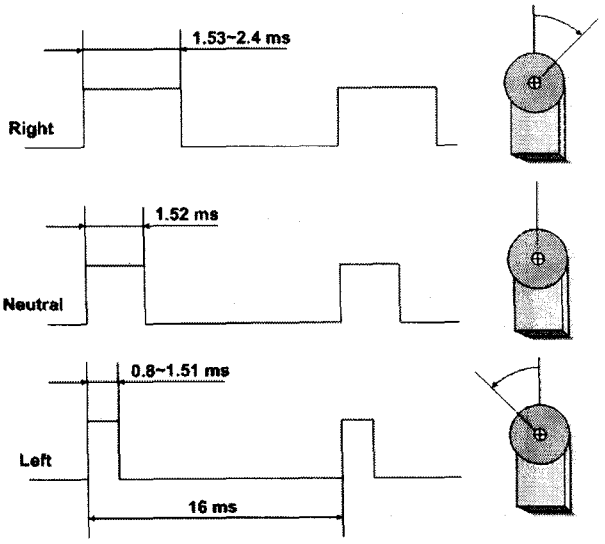

Fig. 2 Relation of the PWM signal and the rotational angle of servo module

소형화된 센서의 채용, FPGA를 이용한 인터페이스 설계, 휴대폰을 이용한 데이터 백업 디바이스 개발로 인하여 시스템 구성은 전원용 배터리를 포함하여 1.16kg로 제한할 수 있어, 페이로드 제한된 RC 모형 헬리콥터에 충분히 적용할 수 있었다.

3. 센서정보 필터링

극히 소형인 모형 헬리콥터에서 센서를 이용하여 자율비행을 실현하고자 할 때, 엔진에서 발생하는 진동 노이즈를 제거하는 방법을 고려해야 한다. 특히 실험에 의하면 본 헬리콥터 시스템에 채용한 가속도 센서의 출력은 엔진 진동 노이즈에 많은 영향을 받는 것으로 나타났다. Fig. 3 (with vibration noise)은 매뉴얼 조정에 의해 헬리콥터가 호버링 비행을 유지하고 있을 때, 가속도 센서의 출력을 나타내었다.

본 연구에서는 폴리비닐알코올 젤라틴으로 채워진 용기에 가

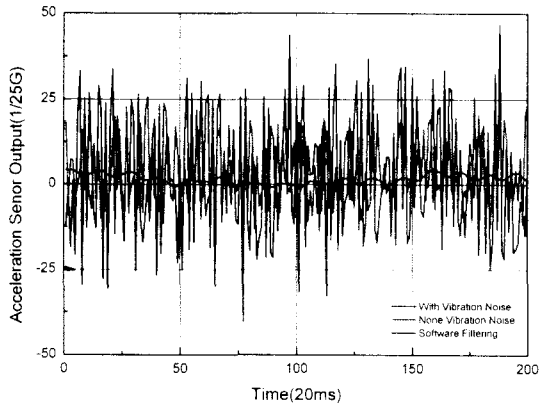

Fig. 3 Acceleration sensor data on the manual hovering flying

속도 센서를 설치하고 고무 밴드를 이용하여 센서의 위치를 고정시켜 엔진 진동 노이즈를 제거하였다. 폴리비닐알코올 젤라틴은 폴리비닐 알코올과 붕사(Borax : $Na_4B_4O_7 \cdot 10H_20$) 그리고 물을 혼합하여 만든 재료이다. 폴리비닐 알코올 젤라틴의 진동계수는 물의 혼합비율에 따라 결정된다. Fig. 3 (None Vibration Noise)는 상기한 방법에 의해 얻어진 폴리비닐 알코올 젤라틴으로 채워진 용기에 가속도 센서를 설치하였을 때 가속도 센서의 출력을 나타내었다. Fig. 3 (None Vibration)의 결과로부터 폴리비닐 알코올 젤라틴의 효과에 의해 엔진 진동 노이즈가 현저히 줄어드는 것을 확인할 수 있었다.

폴리비닐 알코올 젤라틴은 엔진 진동 노이즈의 저주파 성분을 제거하는데 유효하지만, 엔진 진동 노이즈의 고주파 성분은 제거되지 않는다. 따라서 본 연구에서는 디지털 필터링 처리에 의해 엔진 진동 노이즈의 고주파 성분을 제거하였다. Fig. 3 (Software Filtering)는 엔진 진동 노이즈의 저주파 성분이 제거된 가속도 센서의 출력정보를 이용하여 소프트웨어 필터링 처리 후의 가속도 센서의 출력정보를 나타내었다.

4. 호버링 비행 실험

본 연구에서 개발한 헬리콥터의 유효성을 확인하기 위해 PI 컨트롤러를 설계하여 호버링 비행실험을 행하였다. PI 컨트롤러의 비례계수와 적분계수는 숙련된 조정자가 호버링 비행을 실현하고 있는 때 헬리콥터 자세정보와 ailron, elevator, rudder에 대한 조정 정보를 근거로 하여 결정하였다. Fig. 4은 본 연구에서 개발한 헬리콥터 시스템을 이용하여 실시한 호버링 비행 실험 상황을 나타내었다. 이 실험에서는 헬리콥터가 호버링 비행 상태에서 일정한 자세를 유지할 수 있는가를 확인하기 위한 실험으로 위치제어는 이루어지지 않고 있다. Fig. 5은 호버링 비행 실험에 얻어진 헬리콥터 자세정보를 나타내었다. 호버링 비행 실험 결과로부터 헬리콥터는 약 450 샘플링 타임에서 일정한 자세를 유지하는 것을 확인할 수 있었으며, 본 연구에서 개발한 헬리콥터 시스템은 콤팩트하고 소형인 RC 모형 헬리콥터의 자율비행을 실현하기 위한 시스템으로서의 유효성이 확인되었다.

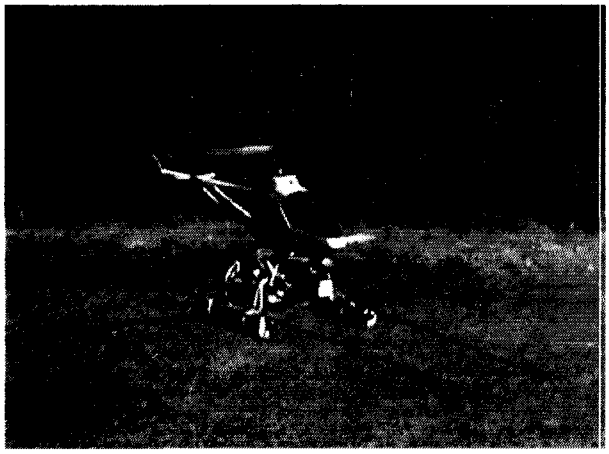

Fig. 4 Hovering experiment using the automatic helicopter system

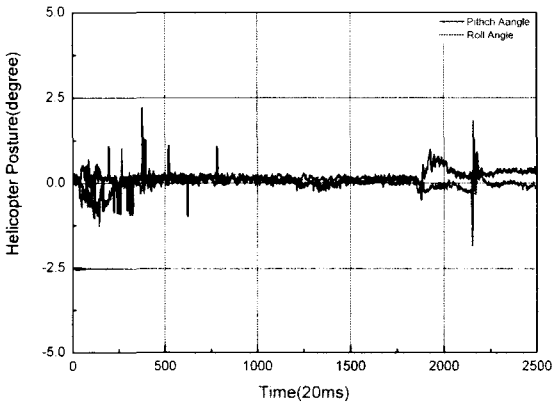

Fig. 5 Posture information of the automatic helicopter system on the automatic hovering flying

5. 결 론

본 논문에서는 콤팩트하고 소형인 RC 모형 헬리콥터를 이용하여 개발한 자율비행을 실현할 수 있는 헬리콥터 시스템에 대하여 서술하였다. 본 연구에서 제안한 헬리콥터 시스템과 센서 정보 필터링 방법은 호버링 비행 실험에서 그 유효성을 확인할 수 있었다. 본 헬리콥터 시스템은 스스로 자율비행을 실현할 수 있고, 해수면의 온도분포, 해수면의 운동구조 조사, 해수면 오염도 조사, 공중촬영 등의 미션에 적용 가능한 플랫폼으로 이용할 수 있다. 또한 본 헬리콥터 시스템은 콤팩트하고 소형인 RC 헬리콥터를 이용하여 개발된 점을 고려하면 사용자의 니즈에 쉽게

적용할 수 있으며 경제성이 뛰어나다.

본 연구에서는 GPS를 탑재하지 않고 제한적인 구역에서 비행 실험을 실현하였으나, 본 연구실에서는 GPS과 자동 이·착륙 시스템을 탑재하여 스스로 모든 미션을 수행할 수 있는 헬리콥터 시스템을 개발하고 있다.

참 고 문 헌

1. Yamguchi, T., "Intelligent control of flying vehicle of using fuzzy associative memory system", Proceeding IEEE International Conference on Fuzzy System, pp. 1139 - 1149, 1992.
2. Yue, A., Postlethwaite, A. and Padfield G., "H^{∞} designed and the improvement of helicopter handling qualities", Vertica Vol. 13, No. 119, pp. 119 - 132, 1989.
3. Townsend, B., "The application of quadratic optimal cooperative control synthesis to a CH-47 helicopter", Journal of the American Helicopter Society, pp. 33 44, 1987.
4. Mizoguchi, S., "Modeling and robust control of a saucer-type Helicopter", Proceeding of the Asian Control Conference, pp. 313 316, 1994.
5. Kang, C. and Ishimatsu, T., "Control system for model airplane on autonomous flight", Proceeding of the 2nd International Workshop on Advanced Mechatronics, pp. 187 189, 1994.
6. Kang, C., Ishimatsu, T. Shimoto, Y. and Satake, J., "Hovering control of model helicopter by vision", Artificial Life and Robotics, Vol. 3, No. 3, pp. 197 201, 1999.