

전위차계를 이용한 무인항공기 조종면 변위 측정 장치 구현 및 적용

김지철* · 최일규* · 공성철* · 전동익* · 이상철** · 오화석** · 강민영***

Implementation and Application of the Control Surface Deflection Angle measuring device for UAV using Potentiometer

Ji-Chul Kim* · Il-Gyu Choi* · Sung-Chul Gong* · Dong-Ik Cheon*
Sangchul Lee** · Hwa-Suk Oh** · Min-young Kang***

ABSTRACT

Aircraft flight control surfaces which are one of the most important elements of safety allow a pilot to adjust and control the aircraft's flight attitude. This paper is described of the control surface deflection angle measuring device. Data analysis through ground test and flight test can provide reliability of this device using the present system. It is also shown that measuring system is capable of detecting failure of control surfaces.

Key Words : Control Surface, Potentiometer, Servo Motor, Deflection Angle measuring device

1. 서 론

무인항공기(Unmanned Aerial Vehicle or Uninhabited Aerial Vehicle : UAV)란 일반적으로 조종사가 없이 사전에 입력된 프로그램에 따라 또는 비행체 스스로 주위 환경(장애물, 항로)을 인식하고 판단하여 자율비행(Autonomous Flying)하는 비행체를 말한다. 최근에 개발되는 무인항공기 시스템은 성능향상 및 자율화 기능이 증가됨에 따라 다양한 전자 장비, 센서, 작동기 등과 같은 하드웨어 수가 많아지고 복잡하게 구성되어 있다. 하지만 하드웨어의 복잡한

구성으로 인해 시스템이 고장을 일으킬 가능성이 더욱 높아졌다. 따라서 무인 비행기의 신뢰성 및 안정성을 높이기 위한 연구의 중요성이 증대되고 있다. [1]

무인항공기의 안전성에 영향을 줄 수 있는 핵심 요소로 비행제어 컴퓨터, 구동기와 감지기, 조종면 작동상태 등을 고려할 수 있다. 비행제어 컴퓨터는 무인항공기의 비행 데이터를 받아 프로그램 되어있는 일련의 과정을 거쳐 조종면의 움직이기 위한 구동기인 서보모터에 신호를 보내게 된다. 따라서 서보모터의 정확한 제어가 무인항공기 운행 및 안전성에 중요한 역할을 한다. [2]

본 연구에서는 일반적으로 사용하는 감지기를 사용하지 않고 서보모터 내부의 전위차계를 이

* 학생회원, 한국항공대학교 항공우주공학과

** 정회원, 한국항공대학교 기계공학부

*** 정회원, (주) 인텔레인

연락처, E-mail: jimoon@kau.ac.kr

용한 조종면 변위 측정 장치를 구현하였다. 또한 이 측정 장치를 이용하여 실제 비행 실험 시 지상국에서 조종면의 변위를 실시간 모니터링 하였고, 조종면의 이상 유무 판단 가능성을 확인 하였다.

2. 조종면 변위 측정 장치 구현

2.1 서보 모터 구동 원리

서보 모터란 일반적으로 서보 시스템을 포함하고 있는 모터를 말한다. 여기서 서보 시스템이란 물체의 위치·방위·자세 등의 변위를 제어값(출력)으로 하고, 목표값(입력)의 임의의 변화에 추종하도록 한 제어계를 뜻한다. 일반적인 무선조종기용 서보 모터는 서보 입력과 출력의 편차를 전위차계(Potentiometer)를 이용하여 검출하고 이 편차가 0이 되는 순간까지 이동한 후 멈춘다.

Figure 1은 서보 모터 내부의 회로도를 나타낸다. 회로도에서 VIN(14)으로 입력 신호가 들어 오게 되면 OUT1(3)과 OUT2(5)의 전위차를 이용하여 DC모터의 회전방향과 속도를 제어한다. 그리고 모터의 회전은 기어로 결속된 전위차계를 변화시켜 POT(15)로 들어가는 전압을 결정한다. 전위차계로 인해 변환 전압은 CT(16)에 들어가는 모터의 전압과 비교하여 원하는 각도로 전위차계를 회전 후 고정 시킨다. 이 원리를 이용하여 입력에 부합하는 각도로 서보모터를 제어한다. [3]

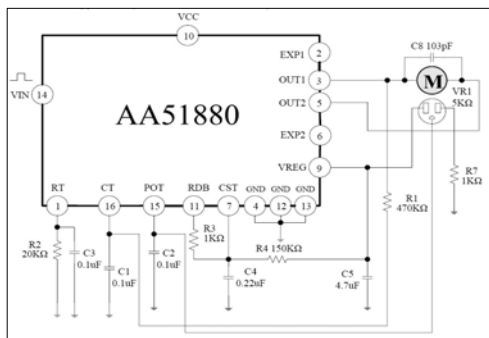


Fig. 1 Servo Motor System

2.2 서보 모터 회전각 측정

구동 원리에서 설명한 것과 같이 서보 모터는 입력과 출력의 피드백(Feedback) 제어를 내포하고 있다. 따라서 입력과 같은 각도를 유지한다는 가정으로 개회로계(Openloop System)을 이용하는 것이 일반적이다. 공력 등으로 생기는 부하로 인하여 조종면은 입력값을 정확하게 따르지 못하게 되고, 정확한 각도를 알기 위해서는 서보 모터의 각도를 측정하는 감지기가 필요하다.

서보 모터의 출력 각도를 측정하기 위하여 엔코더 등의 감지기를 이용하는 것이 일반적이지만, 본 연구에서는 서보모터 내부의 전위차계에 변하는 전압을 측정하여 정확한 각도를 측정하였다. 연구에 사용한 서보 모터는 SKYHOLIC사의 DGS-1188 Digital Servo를 이용하였고, Table 1은 서보 모터의 제원이다. 모터 내부의 전위차계 전압을 측정하기 위하여 서보 모터를 Fig.2와 같이 분해하고 서보 모터 내부의 회로도에서 설명한 것과 같이 전위차계에서 서보 모터 제어 회로의 POT(15)에 입력되는 전압을 측정하였다.

Table 1. Servo Motor Specification

Motor Type	Ferrite brush motor
Operating Voltage	4.8 - 7.4 V
Neutral pulse	1.5 ms (Adjustable)
Travel angle	40 - 45 ° (Adjustable)
Speed	0.11 sec/60 °
Torque	12.0 kg · m.s
Weight	51 g
Dimensions	40×20×38 mm



Fig. 2 DGS-1188 Digital Servo

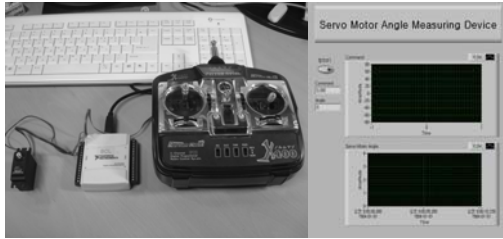


Fig. 3 Ground Test Bench

3. 지상 실험 및 비행 실험

3.1 지상 실험

지상 실험을 위하여 Fig. 3과 같이 입력은 조종기를 통하여 하고 출력값 확인을 하는 서보 모터, 데이터 저장은 National Instruments사의 NI USB-6009 데이터 수집 보드를 이용하였다. 같은 입력 신호를 조종기를 통하여 서보 모터로 수신하고 그 신호를 받아 서보모터가 구동할 때 회전축에 하중이 없는 경우와, 가용 범위 이상의 하중을 가하는 두 가지 경우를 비교하였다. LabVIEW 프로그램을 이용하여 조종기의 입력값과 서보모터의 출력값인 회전 변위를 쉽게 비교하기 위하여 단위는 모두 각도로 환산하였다.

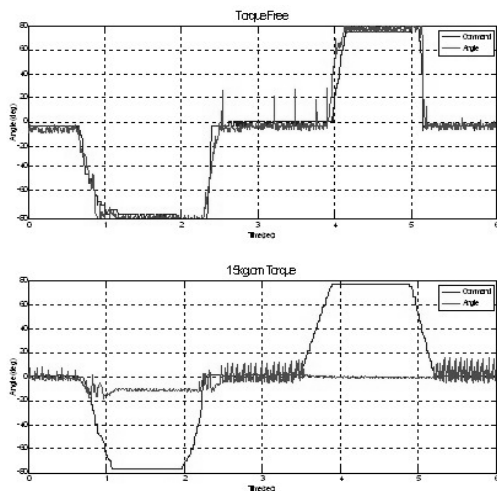


Fig. 4 Torque Free vs 15kg-cm Torque

Figure 4는 저장한 데이터를 비교한 그래프이다. 같은 입력 신호를 수신하였을 경우 회전축에 아무런 힘을 가하지 않았을 경우 서보 모터는 정확한 각도로 변화하는 것을 알 수 있다. 하지만 회전축에 서보 모터의 최대 가용 토크보다 큰 $15\text{kg} \cdot \text{cm}$ 의 힘으로 고정시켰을 경우 명령값을 따르지 못하는 것을 확인 할 수 있다. 또한 전위차계가 변하지 못하게 되기 때문에 서보 모터 제어 회로에서 내부의 DC모터로 더 큰 전력을 보내기 때문에 서보 모터에 흐르는 전류량이 증가한다.

3.2 비행 실험

비행 실험을 위하여 사용한 항공기는 글라이더형 비행체에 동력 장치를 장착한 Apache사의 Discus-711이고, Table 2와 Fig. 5는 비행기의 제원과 사진이다. 비행 실험에서 얻은 데이터는 지속적인 지상 실험과 10회 이상의 비행 실험을 통하여 그 정확성을 확인 하였다.

본 연구에는 조종신호 송수신 불능 상태 (No-con)를 확인한 비행 데이터와 조종면 파손으로 인한 항공기 추락 시 조종면의 회전 변위 측정 데이터를 비교하였다.

Table 2. Specification of Vehicle and Motor

구분	물성치	구분	물성치
Type	Sailplane	Length	1698 mm
Wing span	4000 mm	Flying weight	3800 g
Wing area	39 sq.dm	material	Fiberglass fuselage



Fig. 5 SCL - TA1

4. 실험 결과 및 분석

Figure 6는 조종 신호 송수신 불능 상태(No-con)에서 사고 피해를 최소화하기 위한 스핀 추락을 유도한 경우(2009-08-30)와 조종면(승강타) 파손으로 인하여 추락하는 경우(2009-09-23) 항공기의 각 조종면 회전 변위를 나타낸다. 블록으로 표시해 놓은 부분을 보면 No-con의 경우 프로그램 된 스핀 추락 유도를 하기 위하여 승강타와 방향타가 최대 변위로 구동하는 것을 볼 수 있다. 하지만 조종면이 파손되었을 당시 조종사는 항공기가 고도 변화를 하지 못하는 것을 감지하고 No-con을 의심하였지만 다른 조종면의 상태와 승강타의 변위를 확인한 결과 조종면은 이상 없이 작동 하고 있음을 알 수 있었다. 이후 사고조사를 통하여 항공기의 승강타가 비행 중 파손 되어 추락했다는 것을 확인 할 수 있었다.

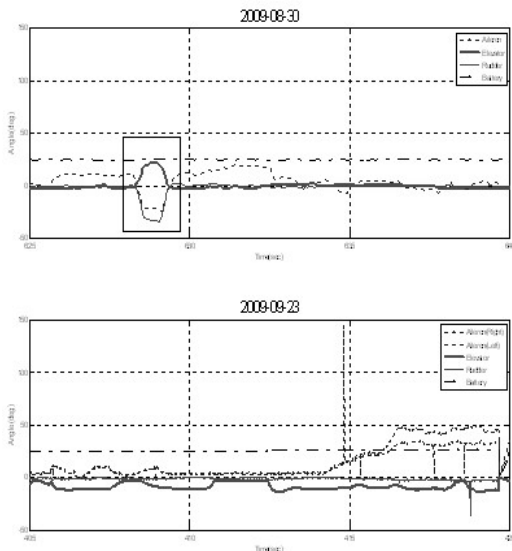


Fig. 6 Measurement Data for Control Surface

5. 결론

조종면은 회전축에 영향을 주는 부하량에 따라 명령값과 출력값에 차이가 생기고, 계획로계를 이용한 제어가 불가능 하다. 이는 항공기의 안전성에 영향을 주기 때문에 정확한 조종면 변위 측정을 위한 감지기가 필요하다. 하지만 추가의 감지기를 장착할 경우 구동기와의 결속 문제를 해결해야 하고, 전력 소비 및 중량의 증가를 피할 수 없다. 하지만 본 연구에서의 측정 장치는 감지기의 요구조건을 충족하는 결과를 얻었고, 서보모터의 구동 원리에 따른 신호를 이용하였기 때문에 다른 시스템의 단점을 보완할 수 있음을 확인하였다.

6. 후기

본 과제는 중소기업청의 중소기업기술개발지원사업의 일환으로 수행되었으며, 관계자 여러분 감사드립니다.

참고 문헌

- [1] 이상준, 허창환, 노정호, 예교해, 송용규, “무인항공기의 통신 시스템 및 지상 통제 시스템 설계 및 제작,” 항공우주시스템공학회 추계학술대회 논문집, 2007년 11월, pp. 92-97.
- [2] 이환 외 5명, “실시간 파라미터 추정에 의한 무인비행기 조종면 고장검출,” 한국항공우주학회 2006년도 추계학술발표회 논문집, 2006년 11월, pp. 329-332.
- [3] Agamem Microelectronics Industry, "Servo Motor Controller - AA51880," Datasheet, Apr. 2008, pp. 3-4.