

CIFER[®]를 이용한 무인 헬리콥터의 동특성 분석 (I) - 조종기 제어 입력 데이터 획득을 위한 비행시험 -

박희진¹ · 구영모^{2*} · 배영환³ · 오민석³ · 양철오⁴ · 송명현⁴

¹경북대학교 전자전기컴퓨터학부, ²경북대학교 생물산업기계공학과, ³순천대학교 산업기계공학과, ⁴순천대학교 전기공학과

Flight Dynamic Identification of a Model Helicopter using CIFER[®] (I) - Flight test for the acquisition of transmitter input data -

Hee Jin Park¹, Young Mo Koo^{2*}, Yeounghwan Bae³, Minsuk Oh³, Chul Oh Yang⁴, Myung Hyun Song⁴

¹School of Electronical Engineering and Computer Science, Kyungpook National University, 702-701, Daegu, Korea

²Dept. of Bio-industrial Machinery Engineering, Kyungpook National University, 702-701, Daegu, Korea

³Dept. of Industrial Machinery Engineering, Suncheon National University, Jeonnam, 540-742, Korea

⁴Dept. of Electrical Control Engineering, Suncheon National University, 540-742, Jeonnam, Korea

(Received: August 4th, 2011; Revised: August 18th, 2011; Accepted: August 26th, 2011)

Abstract

Aerial spraying technology using a small unmanned helicopter is an efficient and practical tool to achieve stable agricultural production to improve the working condition. An attitude controller for the agricultural helicopter would be helpful to aerial application operator. In order to construct the flight controller, a state space model of the helicopter should be identified using a dynamic analysis program, such as CIFER[®].

To obtain the state space a model of the helicopter, frequency-sweep flight tests were performed and time history data were acquired using a custom-built stick position transmitter. Four elements of stick commands were accessed for the collective pitch (heave), aileron (roll), elevator (pitch), rudder (yaw) maneuvers.

The test results showed that rudder stick position signal was highly linear with rudder input channel signal of the receiver; however, collective pitch stick position signal was exponentially manipulated for the convenience of control stick handling. The acquired stick position and flight dynamic data during sweep tests would be analyzed in the followed study.

Keywords : Unmanned helicopter, Transmitter, Flight dynamics, Stick position, CIFER

1. 서론

최근 농작물의 병해충 방제작업에 소요되는 노동력을 절감하고 농민들을 농약중독으로부터 보호하기 위한 방안으로 농업용 무인헬리콥터의 이용에 대한 관심이 증대되고 있다(Kang et al., 2010). 농업분야에서 필요로 하는 무인항공기(UAV)

기술은 수직이착륙 회전익기(VTOL)를 대상으로 하고 있으며 일본 Yamaha의 R50 기종이 시초라고 볼 수 있다. 소형 무인 헬리콥터를 이용한 항공방제기술은 효율적이며 안정된 생산과 농업종사자의 작업환경을 개선하고 생력화하여 경쟁력을 갖출 수 있다(Koo and Seok, 2007; Koo et al., 2006). 현재 우리나라에서는 기체와 제어장치의 국산화를 위한 연구가 다수의 연구기관과 산업체에서 수행되고 있다(Koo et al., 2010).

제어시스템의 성능과 신뢰성이 무인항공기의 임무 수행능

*Corresponding author: Young Mo Koo
Tel: +82-53-950-5788; Fax: +82-53-950-6780
E-mail: ymkoo@knu.ac.kr

력을 좌우하므로 비행 또는 센서장비의 제어시스템이 중요하다. 특히 헬리콥터의 비행제어시스템은 로터와 기체의 동특성, 불안정성, 비선형성, 시변성 등의 이유로 고정익 항공기에 비해 난제이다(Lim, 2006). 무인 헬리콥터의 경우에는 근원적인 동적 불안정성을 극복하기 위해 신뢰성이 높은 비행 제어 시스템이 필수적으로 요구되며, 자세제어기를 설계하기 위해서는 헬리콥터의 동적 특성을 수치 모형으로 나타낼 필요가 있다. 상태공간 모형을 구축하는데 있어서 이론적인 방법과 실험적인 방법을 적용할 수 있다. Shim 등(1994)은 모형헬리콥터에 대하여 이론적인 분석을 통하여 정지비행 모형을 구성하였고 LQG/LTR(linear quadratic gaussian/loop transfer recovery) 이론을 적용하여 제어기를 설계하였다. 또한 Lim (2006)은 상태공간모형을 이용한 제어기설계에 있어서 비선형특성과 간섭특성을 퍼지보상기를 이용하여 처리한 견실비약성 제어기를 설계하였다. 이와 같이 이론적인 방법으로 구축한 상태공간모형은 대부분 비선형으로 추가적인 보상기들이 요구된다.

Mettler 등(1999)은 실험적인 스위프(sweep) 흔들기 방법으로 얻어진 time history 데이터를 CIFER(Comprehensive Identification FrEQUENCY Responses) 프로그램을 이용하여 무인헬리콥터의 동특성을 분석하고 상태공간 방정식을 구축하였다. 또한 Tischler and Remple(2006)는 틸트로터(tilt-rotor) 유인 항공기(XV-1)의 동특성을 스위프(sweep) 및 더블렛(doublet) 비행시험으로 얻은 데이터를 CIFER 주파수 응답 해석을 통하여 분석하였다. 이러한 실험적 방법으로 구축한 상태방정식은 MIMO(multi-input multi-output)모형으로서 조종기의 입력신호와 기체의 자세측정값 사이의 관계에 비선형 간섭을 포함하고 있다. 헬리콥터의 제어는 다수의 입출력(MIMO)을 갖는 다변수 시스템이고 서로 간섭하는 특성을 갖고 있어 상기방법으로 분석하면 타당한 것으로 생각되었다.

Yi 등(2008)은 틸트로터 스마트 무인기의 40% 축소모형 개발에 있어 동적 파라미터를 추정하기 위하여 CIFER 분석을 실시하였고, 구축모형을 바탕으로 시뮬레이션을 통하여 제어기를 설계하였다. 또한 Adiprawita 등(2007)은 회전익기의 PID제어기를 구현하기 위하여 CIFER를 통하여 주파수 분석과 동적 파라미터를 추정함으로써 모델과 제어기를 구축하였다.

무인 헬리콥터의 제어기 설계를 위해 조종기 입·출력에 따른 헬리콥터의 자세 변화를 해석함에 있어서 조종기 입력 신호의 분석이 필요하였다. 헬리콥터는 스위치 방식과 조종기 입력 함수기능(curve function mode)에 따라 조종기의 출력 신호가 달라지며, 하나의 조종간 조작에 여러 개의 서보 출력이 상응하는 특성을 가지므로 서보 출력 신호만으로 조종기의 입력 신호 데이터를 분석하기는 어렵다. 따라서 조종기의 조종간 조작 신호를 데이터화 하고 저장할 수 있는 장치와 이에 대응되는 수신기의 입력신호를 저장할 장치가 필요하였다.

본 연구는 조종기의 입·출력에 따른 헬리콥터의 운동상태 변화 해석을 위해 조종기의 조종간 위치 전송장치를 개발하는데 그 목적이 있다. 자체 제작한 조종간 위치 전송장치를 이용해 비행시험을 실시하고 조종기의 조종간 위치에 따른 서보 모터의 입력을 저장하여 후속 주파수 응답 연구에 활용하려 한다.

2. CIFER[®] 분석을 위한 스위프 시험

Mettler(2003)에 의하면 헬리콥터의 제어는 식 (1) 및 식 (2)와 같은 상태공간 모형을 사용하여 구현 할 수 있다. 6-DOF 운동방정식에서 8개의 요소를 갖는 상태 벡터(x)로 표시되며 헬리콥터의 행동특성은 입력벡터(y)에 대한 반응인 출력(측정) 벡터(z)의 변화와 반응으로 분석할 수 있다.

$$M \dot{x} = Fx + Gy \tag{1}$$

$$z = H_0 x + H_1 \dot{x} \tag{2}$$

where, $x = [u \ v \ p \ q \ \phi \ \theta \ w \ r]^T$: state vector
 $y = [\delta_{ail} \ \delta_{elev} \ \delta_{rud} \ \delta_{col}]^T$: input vector
 $z = [u \ v \ w \ p \ q \ r \ a_x \ a_y \ a_z]^T$: measurement vector

M 는 시간정수 행렬, F 는 시스템 행렬, G 는 입력 행렬, (H_0, H_1)는 센서의 보정행렬을 나타낸다. 상세 변수인 4개의 입력요소($\delta_{ail}, \delta_{elev}, \delta_{rud}, \delta_{col}$)는 각각 aileron, elevator, rudder 및 collective pitch 조종간의 명령이며, (a_x, a_y, a_z)와 (u, v, w)는 기체고정좌표에서의 가속도 및 속도, (p, q, r)와 (ϕ, θ, ψ)는 롤, 피치, 요의 회전각속도 및 오일러 각을 나타낸다.

동적 상태모델의 구축을 위한 비행시험은 조종입력 요소에 대하여 주파수 스위프(sweep, 흔들기 진동) 조작신호를 가하여 수행한다. 스위프 신호는 그림 1과 같이 저주파 신호를 2

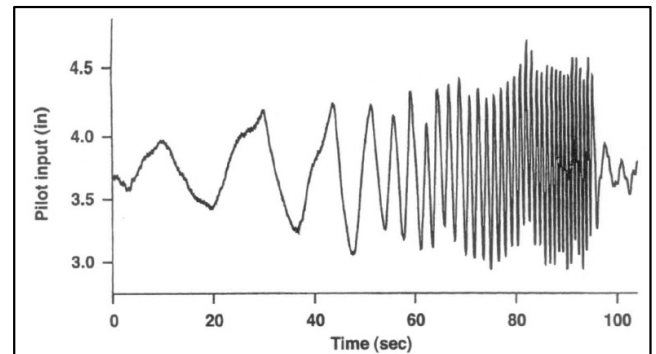


Fig. 1 A pattern of sweep test with steadily increasing frequency from 0.05 Hz followed by ending at trim for 3 seconds (Tischler and Remple, 2006).

cycle 시행하고 이어서 중간 주파수를 거쳐 고주파 신호의 스위프 신호를 생성하였으며, 비행실험의 시작과 종료는 각각 약 3초의 트림(기준) 상태를 유지하였다. 신호의 형태가 정확하게 조화파(harmonic wave)일 필요는 없으며, 불규칙한 파형일 때 오히려 다양한 주파수에 대한 해석이 가능하다 (Tischler and Remple, 2006). 스위프 실험에 있어 중요한 점은 다음과 같다.

- (1) 비행실험을 트림 상태에서 시작하여 트림 상태로 종료한다.
- (2) 2 사이클의 양호한 저주파 신호에 대한 실험으로부터 시작한다.
- (3) 조작 주파수는 일정하고 완만하게 상승시킨다.
- (4) 헬리콥터의 운동이 트림 상태에 대하여 대략적으로 대칭이 되도록 한다.

신호의 위상차를 제거하기 위하여 입력과 출력 채널에 동일한 차단주파수의 필터를 적용하였다. 필터의 차단주파수는 분석에 사용할 최대 조작 주파수의 5배 이상($\omega_f \geq 5\omega_{max}$)이 되도록 선택하고 샘플링 주파수는 필터 차단주파수의 5배 이상($\omega_s \geq 5\omega_f$)이 되도록 선택하는 것이 필요하다(Tischler and Remple, 2006).

스위프 실험 이후 그림 2와 같은 패턴의 더블렛(doublet, 이중 급반전) 실험을 추가적으로 실시하였다. 이 데이터는 CIFER 분석에서 주파수 응답해석으로 생성된 운동 모델을 검증하는데 사용될 수 있다.

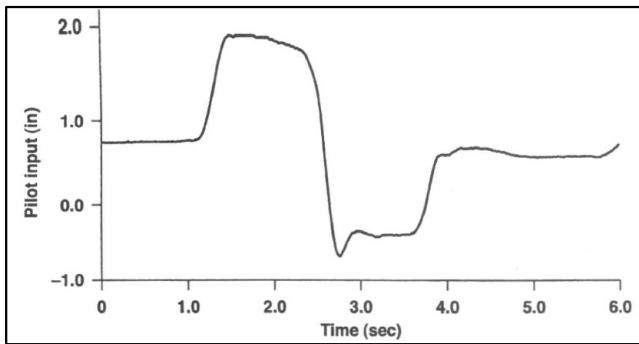


Fig. 2 A pattern of doublet test with sudden changes of direction followed ending at trim conditions (Tischler and Remple, 2006).

이렇게 획득한 비행 데이터를 분석하기 위하여 고정익 및 회전익 비행체의 주파수 응답 해석을 위해 개발된 CIFER 프로그램을(US Army Aeroflightdynamics Directorate, CA, USA)을 이용할 수 있다. 이 프로그램의 FRESPID 모듈은 최대 5개의 Hanning window를 사용하여 chirp z-transform을 통해 비행 데이터(time history data)로부터 주파수 응답을 해석하여 크기, 위상 및 coherence 값을 계산하며, MISOSA는 다중 입력에 대한 partial coherence를 계산하여 MISO(multi-input

single-output)해석을 가능케 한다. COMPOSITE은 복수의 window에 대한 주파수 분석 결과를 종합하여 coherence값이 향상된 주파수 응답을 제공하는 기능을 수행하며, NAVFIT을 이용하여 SISO(single-input single-output) 입·출력에 대한 전달함수를 계산할 수 있다. DERIVID는 SISO 또는 MIMO 상태공간 모형의 추정에 사용된다(CIFER User's Guide, 2010). 분석결과로 얻어지는 상태공간행렬들 (M, F, G, H_0, H_1)은 헬리콥터의 운동 방정식을 구성하고 제어기 개발에 적용될 수 있다.

3. 재료 및 방법

가. 조종간 위치 신호의 전송 및 저장

비행시험에 사용된 상용 조종기(Futaba, T10CHG)는 제 1 모드로 구성하여 그림 3과 같이 조종간을 설정하였다. 헬리콥터의 스와시는 SWH2(3서보-90°)방식이며 조종기의 조종간 위치데이터는 조종기 자체의 함수기능에 의하여 조절될 수 있으며, 이는 조종자의 편의를 위해 감응 능력에 따라 조종간의 변위에 대하여 빠르게 또는 느리게 증감하도록 slope 또는 exponential 지수로 조절할 수 있다. 조절된 신호는 무선전송(PCM, 2.4 GHz) 모듈에 의하여 수신기(Futaba, R6014HS) 채널에 PWM신호로 전달되어 서보의 명령으로 사용된다. 따라서 이후 CIFER를 이용한 주파수응답 해석에는 채널 입력 신호와 기체의 동적반응에 대한 분석이 수행되어야 한다. 헬리콥터의 동적 파라미터 값은 기체 중심에 장착된 자체제작 IMU(inertial measurement unit)에 의하여 수집되었으며 이에 대한 내용은 후속 논문에서 기술하고자 한다.

조종간 위치 전송장치를 구성하기 위하여 ATmega128 MCU(Atmel, 8 bit)를 사용하였으며, 동작 클록은 16 MHz로 대부분의 명령어들이 1사이클에 16 MIPS의 처리량을 가진다. 주변 장치로는 4개의 타이머, PWM, ADC 채널과 블루투스 통신을 위한 UART 채널을 내장하고 있다.

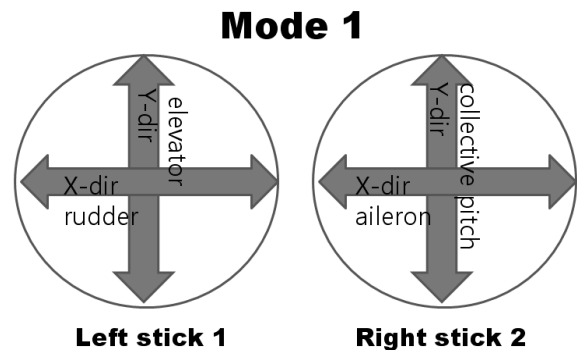


Fig. 3 Mode 1 stick setup of an RC controller.

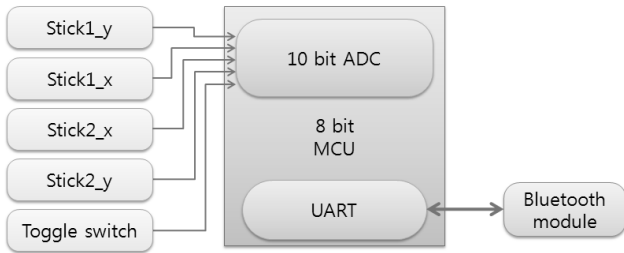


Fig. 4 Schematic of the stick position transmitter.

조종기 입력신호를 분석하기 위해 개발한 조종간 위치 전송장치의 구조를 그림 4에 나타내었다. MCU에 내장된 10 bit ADC를 이용하여 조종간 내부의 가변저항 양단의 전압을 측정하고, 각 채널 별로 데이터 필터링을 위해 16개 데이터의 평균값을 계산하였다. MCU 내부의 타이머 신호를 이용하여 얻은 시간 정보를 조종간 위치 데이터에 추가하여 표 1과 같은 데이터 패킷을 50 Hz의 속도로 블루투스 모듈(FB755A)을 통해 무선으로 전송하였다. 토글스위치(Switch C)는 비행시험의 스위프와 더블렛의 신호의 반복 간의 분리 및 동적 자세측정 데이터와의 동기화를 위하여 사용되었다.

Table 1 Format of the data packet

Start	Stick allocations				Toggle switch position	Timer	End
A	Stick1_y	Stick1_x	Stick2_x	Stick2_y	Replication and synchro indicator	100Hz	Z

그림 1과 표 2는 조종간 조작에 따른 헬기의 자세 동작의 연관관계를 나타내었다. Stick1_y(elevator, pitch)는 좌측 조종간의 상하 조작으로 헬기의 전·후진을 제어하며, Stick1_x(rudder, yaw)는 좌측 조종간의 좌우 조작으로, 헬기의 진로 방위각을 제어한다. 또한 Stick2_x(aileron, roll)는 우측 조종간의 좌우 조작으로 헬기의 좌우 이동을 제어하며, Stick2_y(collective pitch, heave)는 우측 조종간의 상하 조작으로 헬기의 상승·하강을 제어한다.

Table 2 Maneuvering of the helicopter according to the stick movement

Control stick	Input variable	Command	Fuselage attitude
Stick1_y	δ_{elev}	Elevator	Pitch
Stick1_x	δ_{rud}	Rudder	Yaw
Stick2_x	δ_{ail}	Aileron	Roll
Stick2_y	δ_{col}	Collective pitch	Heave

Bluetooth 모듈로 전송한 상기 데이터 패킷은 LabVIEW를 이용해서 데이터의 시작과 끝을 표시하는 문자 A와 Z 사이

의 시간 및 조종간 위치 데이터를 분리하여 각 채널별 데이터를 백분율로 환산함으로써 조종간 위치가 중앙일 때를 50%로 하고 조종간의 위치에 따라 0~100%의 값을 출력하도록 하였다.

헬리콥터의 동특성을 분석하기 위하여 엔진형 RC 모형 헬리콥터(Kyosho, Caliber 50)를 사용하였다. 무선 조종기(Futaba, 2.4 GHz)의 조종간(aileron, elevator, rudder, collective pitch)의 위치와 토글 스위치의 조작을 100 Hz 타이밍 신호와 함께 블루투스 통신을 통해 모니터링 지상 모니터링 시스템으로 전송하였으며, 후속논문에 주파수응답분석에 적용하기 위하여 IMU를 헬리콥터에 장착하여 기체의 자세 정보를 50 Hz의 샘플링 속도로 수집하였다. 따라서 상기한 스위프 실험방법에 따라 최대 조작 주파수는 $f_{max}=2$ Hz, 필터 주파수는 $f_f=10$ Hz, 샘플링 주파수는 $f_s=50$ Hz로 설정하였고, 동적 상태모델의 구축을 위한 비행시험은 조종입력 채널인 aileron, elevator, rudder 및 collective pitch에 대하여 각각 3회의 주파수 스위프 조작신호를 가하여 수행하였다.

4. 결과 및 고찰

가. 조종간 위치 전송 및 저장 장치

그림 5의 좌측은 본 연구에서 사용한 상용 RC 조종기를, 우측은 자체 제작한 조종간 및 토글스위치의 위치 전송장치를 나타낸 것이다. 상용 조종기에서 입력신호를 읽어 들이기 위해서 조종기 내부의 가변저항 양단의 전압을 10 bit의 데이터로 ADC 변환하고 변환된 데이터를 블루투스 모듈을 통해 무선 전송하도록 구성하였으며, RC 헬리콥터 조종자의 허리 벨트에 쉽게 장착할 수 있도록 제작하였다.

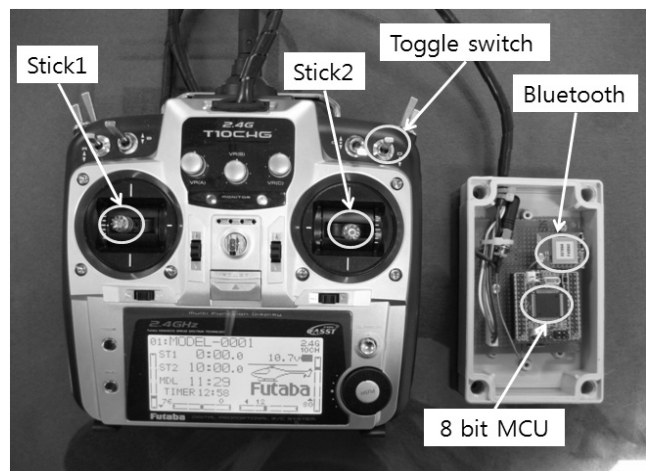


Fig. 5 The RC controller and the stick position transmitter.

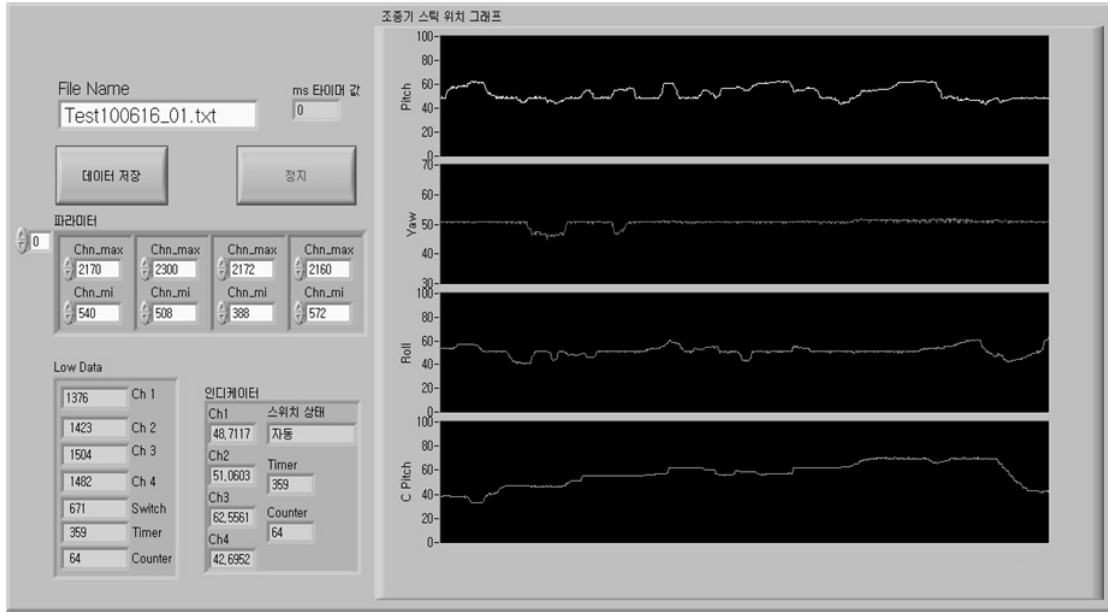


Fig. 6 A LabVIEW program to monitor and store stick position data, received using bluetooth module.

그림 6은 LabVIEW를 이용해 작성한 조종기의 조종간 위치 모니터링 프로그램의 프론트 패널로서 블루투스 통신으로 수신한 데이터를 분석하여 사용자가 조종간 위치를 실시간으로 확인할 수 있도록 그래프로 나타내었다. 조종간 위치 전송 장치를 통해 실시간으로 전송되는 데이터 레코드를 분리하여 각 채널별 데이터를 조종간 위치가 중앙일 때를 기준으로 백분율로 환산하여 CIFER 주파수 응답해석의 기본 데이터로 저장하였다.

나. 동특성 해석을 위한 데이터의 획득

본 연구에서 개발한 조종간 위치 전송장치를 활용하여 조종기의 제어 입력에 따른 헬리콥터의 동적 특성을 분석할 수 있다. 상기한 바와 같이 입력 벡터(input vector) $u = [\delta_{ail} \delta_{elev} \delta_{rud} \delta_{col}]^T$ 의 각 입력요소는 각각 aileron, elevator, rudder 및 collective pitch 조종간의 명령에 해당하고, 기체의 운동 측정값들로 반응은 출력 벡터 $y = [u \ v \ w \ p \ q \ r \ a_x \ a_y \ a_z]^T$ 로부터 얻을 수 있다. 후속 논문에서는 CIFER 프로그램을 이용한 출력벡터 요소들의 반응에 대한 주파수 해석에 대하여 보고할 것이다.

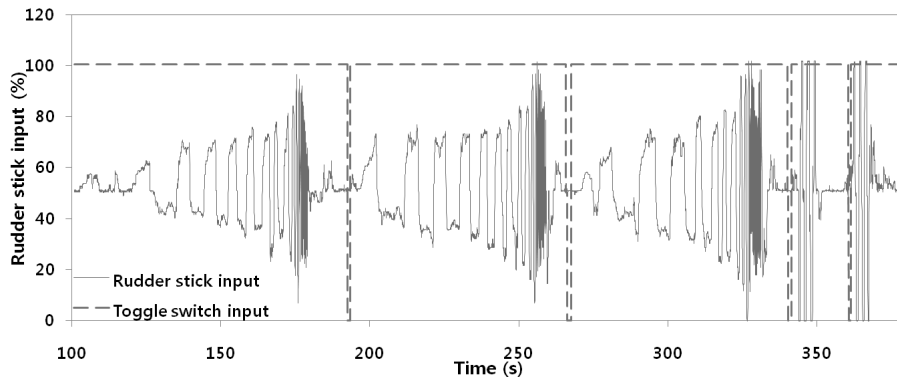
각 입력 채널에 대한 3회의 frequency 스위프와 1~2회의 더블렛으로 구성된 비행시험을 순차적으로 실시하여 MIMO 상태공간 모형의 추정과 검증을 위한 데이터베이스를 구축하였다. 실험시간 동안 평균공속은 0.758 m/s(표준편차: 0.540 m/s)로 측정되었으므로 바람이 헬리콥터의 운동에 미치는 영향은 무시할 수 있었다. 실험 결과 12개의 스위프 데이터 세트와 5개의 더블렛 데이터 세트가 얻어졌으며, 이들 데이터

는 후속논문에서 상태모형을 구축하는데 이용될 것이다.

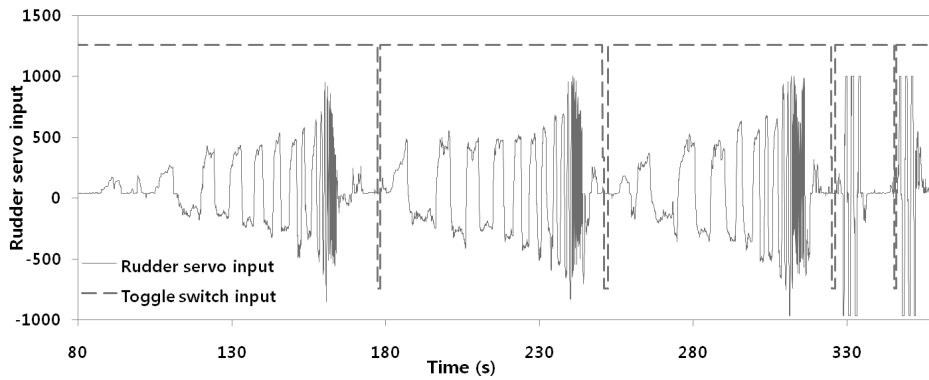
그림 7(a)는 RC 헬리콥터의 동적 파라미터를 추정하기 위하여 실시한 비행시험 입력으로 rudder 조종간(stick1-x)과 토글 스위치의 신호를 나타낸 것이다. 그림 7(b)는 조종기로부터 전송된 신호를 헬리콥터에 탑재된 수신기가 받은 PWM 신호를 자세 수집장치를 이용하여 저장한 rudder 서보 입력과 토글 스위치 위치를 나타낸 것이다. 토글 스위치의 신호는 각 스위프 및 더블렛 시험 반복간의 경계를 구분하며 동기화를 목적으로 사용되었다. 그림 7(a)와 (b)를 비교함으로써 조종기의 조종간 조작에 따른 헬리콥터의 서보 입력신호를 확인할 수 있었다. 두 신호의 패턴은 비례적으로 상사하였고 CIFER 분석에 있어 δ_{rud} 의 입력신호로 사용할 수 있을 것이다.

그림 8(a)와 (b)는 각각 collective pitch(heave)에 대한 조종간(stick2-y)의 조작 입력과 이에 따른 collective pitch 서보 입력 신호를 나타낸 것이다. Rudder의 경우와는 달리 조종간의 조작량과 서보 입력값 사이에 비례 관계가 성립하지 않았다. 이는 collective pitch 신호는 엔진의 throttle servo와 연계되어 상승을 위한 메인블레이드의 받음각을 조절함과 동시에 엔진 출력을 변화시키는 기능을 수행하기 때문에 조종자가 해당 채널을 쉽게 조종할 수 있도록 조종기 자체의 함수 기능을 사용하여 기울기를 설정한 결과가 반영된 것이다. 따라서 δ_{col} 의 경우에는 채널 입력신호를 이용하여 기체의 동적반응에 대한 분석을 수행하는 것이 보다 바람직할 것으로 판단된다.

그림 9와 10은 각각 elevator(pitch) 조종간(stick1-y)과 aileron(roll) 조종간(stick2-x)에 대한 조종간 위치 신호(a)와 서보입력신호(b)를 나타낸 것이다. 이들의 경향은 비슷한 것으로 판

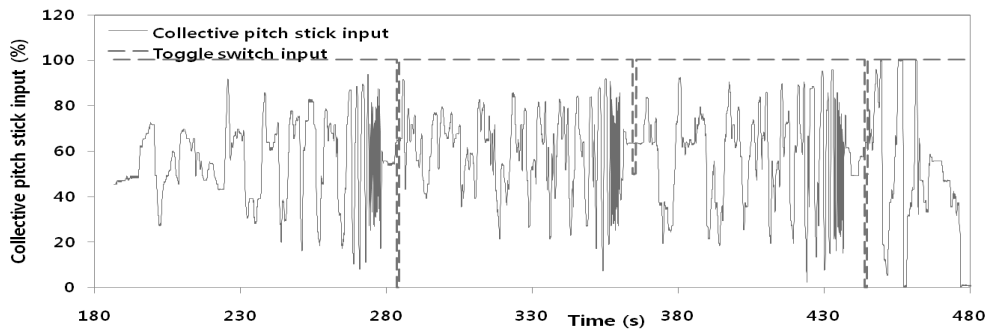


(a) stick position

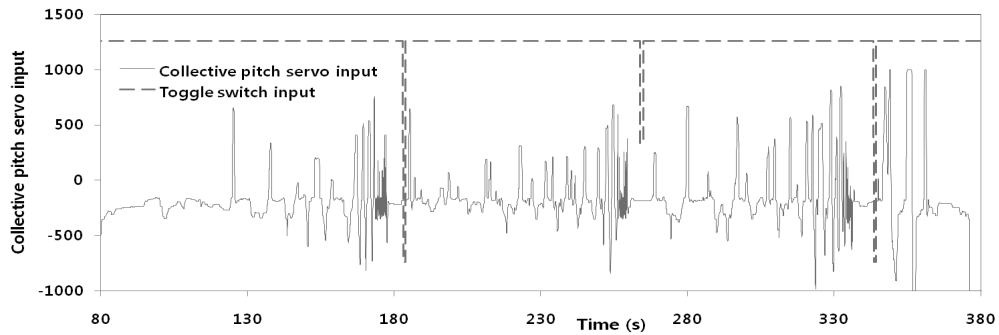


(b) input signal

Fig. 7 Time history data of rudder stick manipulation.

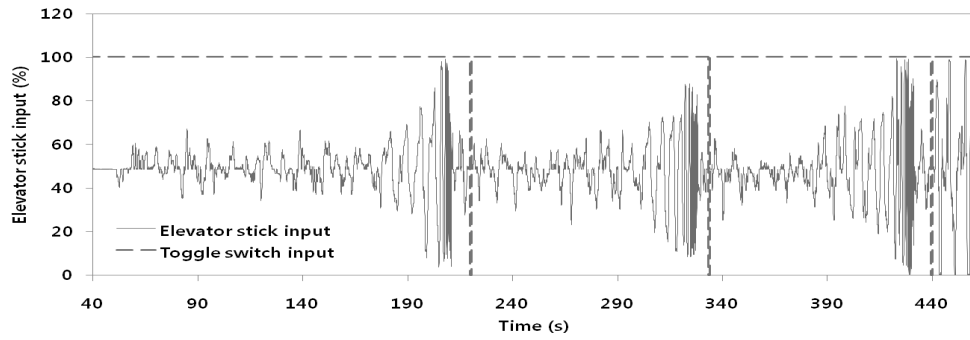


(a) stick position

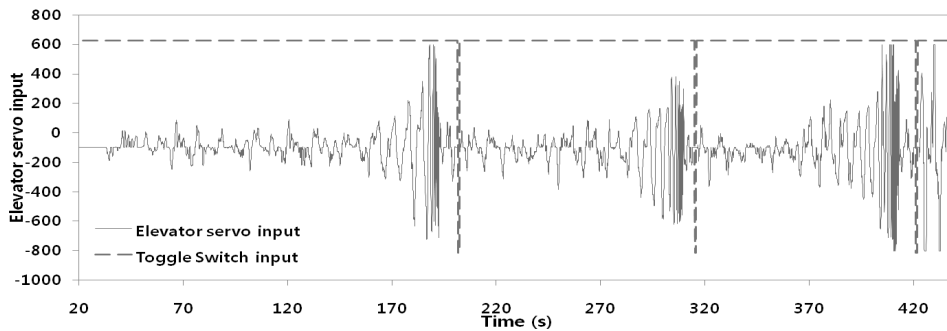


(b) input signal

Fig. 8 Time history data of collective pitch stick manipulation.

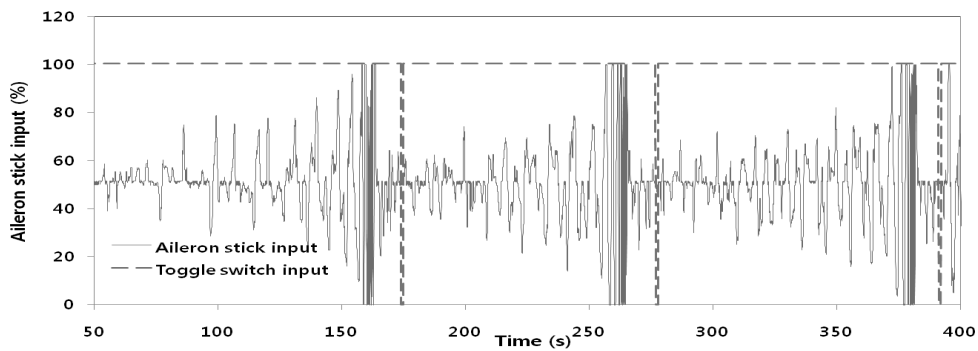


(a) stick position

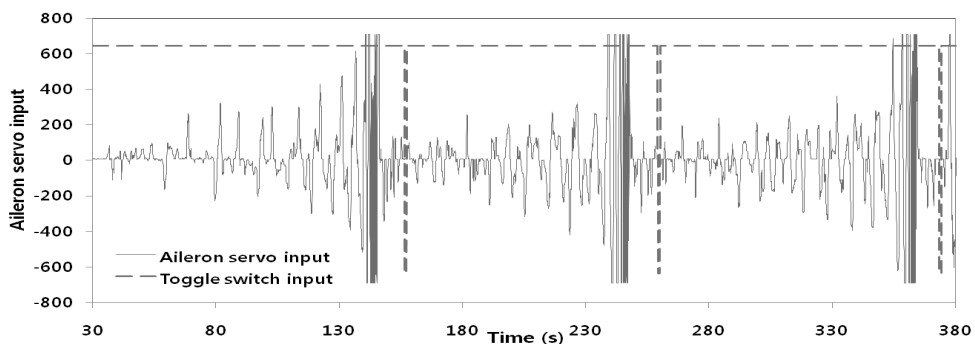


(b) input signal

Fig. 9 Time history data of elevator stick manipulation.



(a) stick position



(b) input signal

Fig. 10 Time history data of elevator stick manipulation.

단되었다. 그림 7의 Rudder 신호와 같이 선형의 관계는 아니
지만, 그림 8의 collective pitch 신호의 경우처럼 복잡한 함수

관계가 설정되지 않았다. 그림 9와 10의 elevator와 aileron
신호는 약간의 지수함수를 적용하여 호버링 상태에서 너무

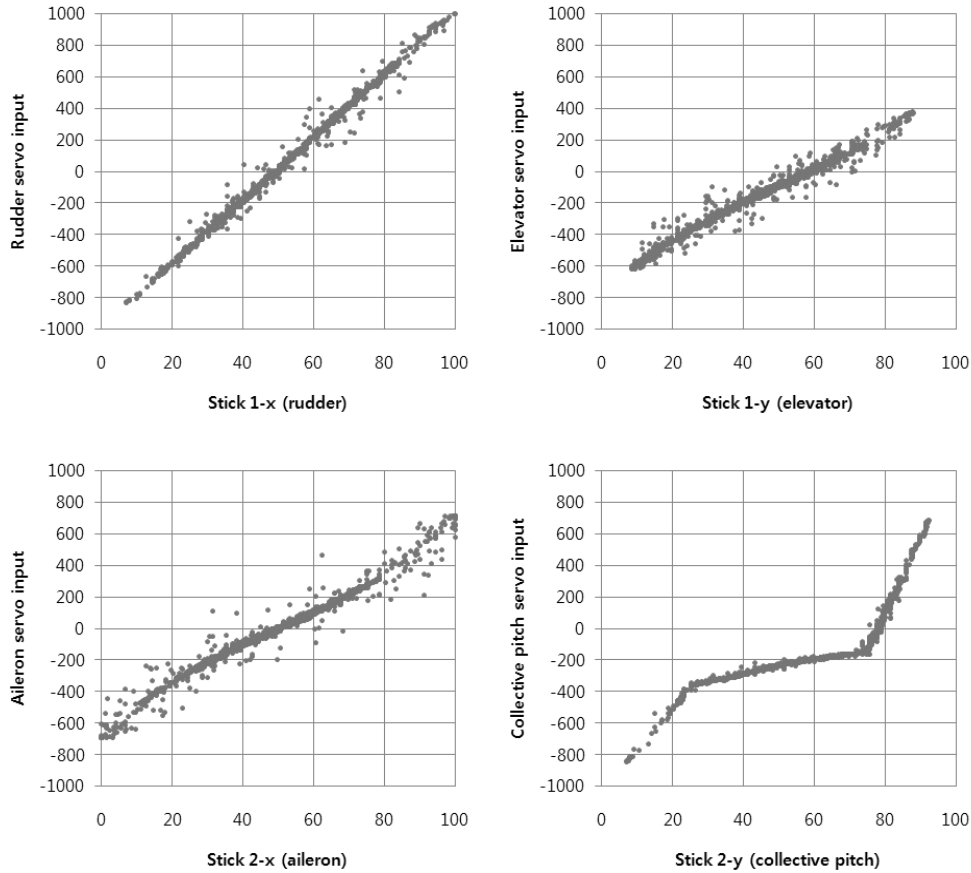


Fig. 11 Relation between stick position and servo input signal.

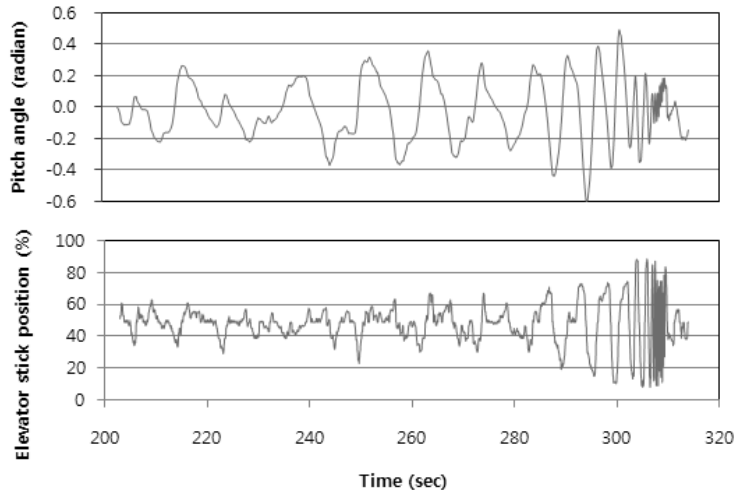


Fig. 12 Time history data of an elevator sweep test (δ_{elev} , θ).

민감하게 반응하지 않도록 배려해 놓은 결과이다. 따라서 두 신호의 패턴은 어느 정도에서 잘 일치하였고 CIFER 분석에 있어서 각각 δ_{elev} , δ_{ail} 의 입력신호로 사용될 수 있다.

그림 11은 조종기의 입력벡터의 4요소 (δ_{ail} , δ_{elev} , δ_{rud} , δ_{col})의 조종간 채널 조작과 서보 입력값의 상관관계 즉, 조종기의 함수 기능을 역으로 도출한 것으로서 collective pitch, elevator

및 aileron 신호의 경우에 조종기의 함수기능을 이용하여 기본 선형관계로부터 지수함수 형태로의 조정이 수행되었음을 알 수 있었다. 따라서 CIFER를 이용한 헬리콥터의 동적특성 분석에 있어서 조종간 위치 데이터와 서보입력 값을 입력 벡터로 사용할 수 있을 것으로 판단된다.

그림 12는 비행시험 데이터의 예시로서 elevator 스위프 입

력(δ_{elev})과 그에 따른 기체 피치각(θ)의 변화를 나타낸 것이다. 그림으로부터 elevator 스위프 신호를 만들기 위해 조종기의 조종간을 저주파 신호의 경우에는 대략 30~60%의 범위에서, 고주파 신호의 경우에는 10~85%의 범위에서 조작한 것을 확인할 수 있으며, 이에 따라 기체의 피치각이 대략 ± 0.5 radian($\pm 29^\circ$)의 범위 내에서 조종되었음을 알 수 있다.

개발된 전송장치를 이용하여 조종간 위치신호를 저장할 수 있었으며, 기체의 동적 특성을 분석할 수 있는 스위프 및 더블렛 시험 데이터를 얻을 수 있었다. 개발된 조종간 위치전송 장치는 이후 무인헬리콥터의 제어기 개발에 활용될 수 있으리라 생각된다.

5. 요약 및 결론

무인 헬리콥터의 제어기 설계를 위해 조종기의 조작에 따른 헬리콥터의 자세 변화를 해석함에 있어서 조종기 입력 신호의 분석이 필요하였다. 자체 제작한 조종간 위치 전송장치를 이용해 비행시험을 실시하고 조종기의 조종간 위치에 따른 서보 모터의 입력을 저장하여 CIPHER를 이용한 주파수 응답 해석을 위한 비행 데이터베이스를 구축하였다.

본 연구에서는 무인 헬리콥터 조종기의 채널별 조종간 위치와 토글스위치의 조작 상태를 블루투스 통신을 통하여 무선으로 전송하는 시스템을 개발하였으며, 스위프 및 더블렛 형태의 비행시험을 통하여 그 효용성을 확인하였다.

비행시험을 통하여 조종간 조작위치와 해당 서보입력 사이의 관계를 분석한 결과 rudder 신호는 선형인 반면, collective pitch, elevator 및 aileron 신호의 경우에는 조종기의 함수기능을 이용하여 지수함수 형태의 조정이 수행되었음을 확인할 수 있었다.

이러한 시스템을 이용하여 조종기의 조작 입력에 따른 무인 헬리콥터의 동적 거동을 해석함으로써 자세 및 비행경로 제어 알고리즘을 개발하는데 필요한 기본 데이터를 확보할 수 있으며 이후 CIPHER 분석을 통하여 구명된 헬리콥터의 상태 방정식은 비행제어시스템 설계의 기초 자료로 사용될 것이다.

감사의 글

This research was conducted by a fund of IPET.

참고 문헌

- Adiprawita, W., A. S. Ahmad and J. Sembiring. 2007. Automated flight test and system identification for rotary wing small aerial platform using frequency response analysis. *Journal of Bionic Engineering* 4(4):237-244.
- CIFER User's Guide (Ver. 5.4.00). 2010. US Army Aero-flightdynamics Directorate. Ames Research Center. Moffett Field, CA. USA.
- Kang, T. G., C. S. Lee, D. K. Choi, H. J. Jun, Y. M. Koo, T. H. Kang. 2010. Development of aerial application system attachable to unmanned helicopter - basic spraying characteristics for aerial application system-. *Journal of Biosystems Engineering* 35(4):215-223. (In Korean)
- Koo, Y. M., C. S. Lee, T. S. Seok, S. K. Shin, T. G. Kang, S. H. Kim and T. Y. Choi. 2006. Aerial application using a small RF controlled helicopter (I) - status and cost analysis -. *Journal of Biosystems Engineering* 31(2):95-101. (In Korean)
- Koo, Y. M. and T. S. Seok. 2007. Aerial application using a small RF controlled helicopter (V) - tail rotor system -. *Biosystems Engineering* 32(4):230-236. (In Korean)
- Koo, Y. M., Y. Bae T. S. Soek, S. K. Shin and H. J. Park. 2010. Tail rotor design and thrust test for a roll-balanced agricultural unmanned helicopter. *Journal of Biosystems Engineering* 35(5):302-309. (In Korean)
- Lim, D. H. 2006. Robust and non-fragile H_∞ controller design with fuzzy compensator for hovering helicopter. Master Thesis, Kyungpook National University, Daegu, Korea. (In Korean)
- Mettler, B. 2003. Identification modeling and characteristics of miniature rotorcraft. Kluwer Academic Publishing. Dordrecht, Netherlands. 225 p.
- Mettler, B., M. B. Tishler, and T. Kanede. 1999. System identification of small-size unmanned helicopter dynamics. *Proceedings of the American Helicopter Society 55th Forum*, Montreal, Quebec, Canada. May 25-27.
- Shim, H. C., E. H. Lee and K. L. Lee. 1994. A study on hovering flight control for a model helicopter. *Journal of Korean Mechanical Engineers* 18(6):1399-1411. (In Korean)
- Tischler, M. B. and R. K. Remple. 2006. Aircraft and rotorcraft system identification. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. 523 p.
- Yi, H. W., H. S. Choi and E. T. Kim. 2008. Parameter identification of smart UAV 40% scale using CIPHER. *Journal of KARI* : 31-37. (In Korean)