

## CIFER<sup>®</sup>를 이용한 무인 헬리콥터의 동특성 분석 (II) - 주파수 응답 해석 -

배영환<sup>1</sup> · 구영모<sup>2\*</sup>

<sup>1</sup>순천대학교 산업기계공학과, <sup>2</sup>경북대학교 생물산업기계공학과

## Flight Dynamic Identification of a Model Helicopter using CIFER<sup>®</sup> (II) - Frequency Response Analysis -

Yeounghwan Bae<sup>1</sup>, Young Mo Koo<sup>2\*</sup>

<sup>1</sup>Dept. of Industrial Machinery Engineering, Sunchon National University, Jeonnam 540-742, Korea

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

(Received: November 8<sup>th</sup>, 2011; Revised: November 29<sup>th</sup>, 2011; Accepted: December 8<sup>th</sup>, 2011)

### Abstract

The aerial application using an unmanned helicopter has been already utilized and an attitude controller would be developed to enhance the operational convenience and safety of the operator.

For a preliminary study of designing flight controller, a state space model for an RC helicopter would be identified. Frequency sweep flight tests were performed and time history data were acquired in the previous study.

In this study, frequency response of the flight test data of a small unmanned helicopter was analyzed by using the CIFER software. The time history flight data consisted of three replications each for collective pitch, aileron, elevator and rudder sweep inputs. A total of 36 frequency responses were obtained for the four control stick inputs and nine outputs including linear velocities and accelerations and angular velocities in 3-axis. The results showed coherence values higher than 0.6 for every primary control inputs and corresponding on-axis outputs for the frequency range from 0.07 to 4 Hz. Also the analysis of conditioned frequency response showed its effectiveness in evaluating cross coupling effects. Based on the results, the dynamic characteristics of the model helicopter can further be analyzed in terms of transfer functions and the undamped natural frequency and damping ratio of each critical mode.

**Keywords** : Unmanned helicopter, Frequency response, Flight dynamics, CIFER, Identification modelling

### 1. 서론

농업 노동력의 절감과 농작업 안정성의 향상을 위해 최근 평야지대를 중심으로 무인 헬리콥터를 이용한 농작물 병해충 방제작업과 중저 작과작업에 대한 관심이 증대되고 있다. 정부에서는 임대작업을 위한 농업용 무인 헬리콥터의 공급을

확대하여 병해충 공동방제 및 직파재배에 활용할 계획을 수립한 바 있다(Kim, 2009). 우리나라에는 2003년부터 일본 야마하 사의 R-MAX 기종이 도입되어 평야지대의 병해충 방제작업에 주로 활용되고 있다(Koo et al., 2006).

농업용 무인 헬리콥터는 기체 운용의 지역적 범위가 협소하며 저속 및 저고도의 비행작업이 요구되는 등 일반적인 상업용 헬리콥터와는 구별되는 동적 특성이 요구된다. 농업용 헬리콥터의 개발을 위해서는 설계 제원에 부합되는 기체의 제작이 선행되어야 하며, 이어서 개발된 기체에 적합한 제어

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

시스템을 채택하거나 개발하여야 한다. 국내에서는 농업용 무인 헬리콥터의 기체 개발(Koo et al., 2008, 2010) 및 이를 이용한 방제기의 분무 특성(Kang et al., 2010)에 관한 연구가 대학 및 연구기관에서 수행된 바 있으며, 일부 산업체에서도 기체를 자체 개발하여 국내외 시장 진출을 모색하고 있다.

제어장치의 개발은 항공기의 변수추정으로부터 시작되며 변수의 주파수 응답과 모델의 구축 및 검증을 거쳐 상태방정식을 완성하는 단계를 거친다. 이와 같은 회전익기의 제어기 구현 과정에서 첫 번째 단계는 주파수 응답에 따른 동특성을 파악하는 것이다. CIFER 프로그램(US Army Aeroflightdynamics Directorate, CA, USA)은 6개의 모듈로 구성되어 있으며, 주파수 분석에 관련된 모듈은 FRESPID, COMPOSITE과 MISOSA이다. FRESPID 모듈은 비행이력 데이터로부터 주파수 응답을 해석하여 크기, 위상 및 기여도 함수(coherence function)를 계산하며, COMPOSITE은 복수의 윈도우(window)에 대한 주파수 분석 결과를 종합하여 기여도가 향상된 주파수 응답을 제공하는 기능을 수행한다. 이어 MISOSA는 다중 입력에 대한 부분기여도(partial coherence)를 계산하여 MISO (multi-input, single-output) 해석을 가능케 한다(CIFER User's Guide, 2010). 또한 NAVFIT 모듈을 이용하여 SISO(single-input, single-output) 입·출력에 대한 전달함수를 계산할 수 있으며, DERIVID는 SISO 또는 MIMO(multi-input, multi-output) 상태공간 모형의 추정에 사용된다. 분석결과로 얻어지는 상태공간 운동 방정식은 제어기의 개발에 적용될 수 있다. CIFER를 이용한 변수추정 방법은 후처리 방법에 속하며 추정 알고리즘의 반복적인 계산으로 변수를 예측하므로 실시간 추정기술에 비해 정확한 추정이 가능하다(Yi et al., 2008a). Yi 등(2008b)은 틸트로터(tilt-rotor) 스마트 무인기의 40% 축소모형 개발에 있어 동적 파라미터의 추정을 통한 모델 식별을 위하여 CIFER 분석을 실시하였다. 또한 Adiprawita 등(2007)은 회전익기의 PID제어기를 구현하기 위하여 CIFER를 통하여 주파수 분석과 동적 파라미터를 추정하였다. Mettler 등(1999)은 CIFER 프로그램을 이용하여 실험적인 스위프(sweep) 시험으로 얻어진 비행이력(time history) 데이터로부터 무인 헬리콥터의 동특성을 분석하고 상태공간 방정식을 구축하였으며, Tischler and Remple(2006)은 틸트로터 유인 항공기(XV-1)의 주파수 응답을 분석하였다.

본 연구는 우리나라 환경에 적합한 소형 회전익기의 개발을 통한 항공방제의 무인화에 있어서 작업효율과 조종자의 편리성을 동시에 제고하는 자세제어장치의 개발을 목적으로 하며, 제 1보(Park et al., 2011)는 조종기의 조작에 따른 헬리콥터의 운동상태 변화를 조사한 비행이력 데이터를 획득하는데 그 목적이 있었다. 본 논문인 제 2보에서는 비행이력 데이터베이스를 바탕으로 CIFER 프로그램의 FRESPID, MISOSA 및 COMPOSITE 모듈을 사용하여 모형 헬리콥터의 주파수 응답을 분석하는데 그 목적이 있다. 본 연구를 통해 구해진 주파수 영역의 비행 데이터베이스는 후속 연구에서 전달함수 해석을 통한 기체의 고유 진동수, 감쇠비 등의 계산 및 시스템 상태공간 방정식의 추정에 활용될 것이다.

## 2. 재료 및 방법

### 가. 비행시험 데이터

소형 무인 헬리콥터의 동특성 분석에 사용된 기체는 엔진형 무선조종 헬리콥터(Kyosho, Caliber 50)이었으며, 본 연구의 제 1보(Park et al., 2011)에서 기술한 바와 같이 비행시험을 통하여 무선 조종장치의 각 조종간 입력과 이에 상응하는 헬리콥터의 운동 및 자세 데이터를 50 Hz의 샘플링 속도로 수집하여 비행이력 데이터베이스를 구축하였다.

주파수 해석에 사용된 입력은  $u = [\delta_{ail} \delta_{ele} \delta_{rud} \delta_{col}]^T$ 로서 각각 에일러론(aileron: roll), 엘리베이터(elevator: pitch), 러더(rudder: yaw) 및 컬렉티브피치(collective pitch: heave) 조종간의 변위에 해당하며, 출력은  $y = [u \ v \ w \ p \ q \ r \ a_x \ a_y \ a_z]^T$ 로서 각각 3축 방향의 기체 속도, 각속도 및 가속도에 해당한다. 입력과 출력 벡터의 요소는 궁극적으로 MIMO 자세제어 모델의 개발에 필요한 변수들로 선정하였다.

비행시험 데이터 중에서 각 조종간 입력에 대한 3반복 스윙프 시험 결과를 주파수 분석에 사용하였다. 실험 결과 12개의 스윙프 데이터 세트가 얻어졌으며, 각 스윙프 시험의 지속시간을 표 1에 나타내었다. 피치(엘리베이터) 스윙프 시험의 경우에는 비행시험 시간의 평균이 133.9초이었으며, 롤(에일러론), 컬렉티브피치 및 요(러더) 스윙프 시험에 대한 비행시험 시간의 평균은 각각 115.0, 85.1 및 78.9초이었다.

**Table 1** Sweep sequence time for each replication

(unit: s)

Stick Command	Attitude	Sweep test replication			Mean
		T1	T2	T3	
Elevator	Pitch	183.9	112.74	105.12	133.9
Aileron	Roll	129.88	101.88	113.14	115.0
Collective pitch	Heave	96.88	80.1	78.44	85.1
Rudder	Yaw	91.66	72.28	72.66	78.9

비행시험 과정에서 각 스위프 신호에 0.05~3 Hz의 주파수 성분이 고르게 포함되도록 조종기의 조종간을 조작하였다.

### 나. 주파수 응답 해석

#### 1) 주파수 응답 계산

각 입·출력의 조합에 대한 주파수 응답은 CIFER 프로그램의 FRESPID 모듈을 이용하여 분석하였다. FRESPID는 시계열 비행시험 데이터에 해닝 윈도우(Hanning window)를 중첩시켜 각 윈도우 구획에서 계산한 스펙트럼 추정치의 평균을 사용함으로써 스펙트럼 추정치에 포함된 임의 오차(random error)를 줄이는 방법을 채용하고 있으며, 각 주파수 성분에 대한 응답은 처프 z-변환(chirp z-transform)을 통하여 계산한다(Tischler and Rample, 2006). 주파수 응답의 계산에 사용된 윈도우 크기(window size,  $T_{win}$ )는 각 조종간 입력에 대한 비행시험 시간을 고려하여 표 2와 같이 각각 5개를 선정하였다.

Table 2 Window sizes selected for each sweep test

Test	Window size, $T_{win}$ (s)				
	A	B	C	D	E
Pitch sweep (elevator)	50	40	30	20	10
Roll sweep (aileron)	50	40	30	20	10
Collective pitch sweep	38	30	20	15	10
Yaw sweep (rudder)	35	30	20	15	10

각 채널에 대한 윈도우 크기의 최대값(window A)에 의해 고속 푸리에 변환(fast Fourier transform, FFT)에 의한 주파수 해석의 최저 주파수가 결정되며, 최고 주파수는 나이퀴스트(Nyquist)의 샘플링 정리에 의해 샘플링 주파수(50 Hz)의 1/2에 해당한다. 따라서 본 연구에서 수행할 주파수 해석의 유효 범위는 0.03~25 Hz이다.

FRESPID 모듈은 각각의 주파수에 대한 크기와 위상 및 기여도 함수를 제공한다. 기여도 함수는 식 (1)과 같이 정의되며, 주파수  $f$ 에 대한 출력 스펙트럼  $G_{yyy}$ 가 입력 스펙트럼  $G_{xxx}$ 에 의해 선형적으로 연관된 정도를 나타낸다. 기여도는 0과 1 사이의 값을 가지며, 입력과 출력이 완전하게 선형의 관계를 가지며 출력이 전적으로 입력에 의해서만 결정되는 경우에는 그 값이 1이 된다. 일반적인 경우에는 출력에 포함된 잡음, 입출력 사이의 비선형 관계, 알려지지 않았거나 측정되지 않은 입력에 의한 잡음 등의 영향으로 기여도가 1보다 작다. 개략적으로 기여도가 0.6 이상이면 주파수 응답 해석이 비교적 정확하다고 판정할 수 있다(Bendat and Piersol, 1993).

$$\widehat{\gamma}_{xy}^2(f) = \frac{|\widehat{G}_{xy}(f)|^2}{|\widehat{G}_{xx}(f)| |\widehat{G}_{yy}(f)|} \quad (1)$$

where,  $\widehat{\gamma}_{xy}^2(f)$  : coherence function  
 $|\widehat{G}_{xx}(f)|$  : input autospectrum  
 $|\widehat{G}_{yy}(f)|$  : output autospectrum  
 $|\widehat{G}_{xy}(f)|$  : cross spectrum

CIFER 프로그램의 COMPOSITE 모듈은 복수의 윈도우 크기에 대한 주파수 해석 결과를 종합하여 기여도 함수값이 향상된 통합 주파수 응답 함수를 생성한다. 헬리콥터의 동특성 해석에 있어서는 각각의 윈도우에 대한 해석 결과를 이용하는 것 보다는 다양한 크기의 윈도우에 대한 해석 결과를 COMPOSITE으로 통합한 후 처리하는 것이 바람직하다. 따라서 FRESPID 분석 결과를 바탕으로 각 입력과 출력의 조합에 대한 COMPOSITE 분석 결과 기여도가 0.6 이상인 주파수 범위를 구함으로써 향후 전달함수 해석에 사용할 주파수 응답함수의 데이터베이스를 구축하였다.

#### 2) 다중입력에 대한 주파수 해석

CIFER 프로그램의 MISOSA 모듈을 이용하여 MISO 조건에서 여러 입력 변수들이 특정 출력에 미치는 영향을 해석할 수 있다. 예를 들어 조건 주파수 응답(conditioned frequency response)  $r/\delta_{rud} \cdot \delta_{ail}$ 는 비행시험에서 조종자가 에일러론 입력( $\delta_{ail}$ )을 전혀 가지지 않고 단지 러더 입력( $\delta_{rud}$ )만을 사용한 경우에 얻어질 수 있는  $z$ 축 방향의 각속도( $r$ ) 응답을 나타내며, 이때의 기여도는 식 (2)와 같이 부분기여도(partial coherence)로 표시된다(Bendat and Piersol, 1993; Tischler and Rample, 2006).

$$\gamma_{\delta_{rud}r \cdot \delta_{ail}}^2 = \frac{|G_{\delta_{rud}r \cdot \delta_{ail}}|^2}{|G_{\delta_{rud}\delta_{rud} \cdot \delta_{ail}}| |G_{rr \cdot \delta_{ail}}|} \quad (2)$$

where,  $\gamma_{\delta_{rud}r \cdot \delta_{ail}}^2$  : partial coherence  
 $G_{\delta_{rud}\delta_{rud} \cdot \delta_{ail}}$ ,  $G_{rr \cdot \delta_{ail}}$  : conditioned autospectrum  
 $G_{\delta_{rud}r \cdot \delta_{ail}}$  : conditioned cross spectrum

한편, MIMO 해석을 위해서는 여러 입력 변수들이 각 출력에 미치는 영향에 대한 분석이 요구되며, 이는 식 (3)의 다중기여도(multiple coherence)로 나타낸다.

$$\gamma_{\delta_{rud}\delta_{ail} : r}^2 = \frac{(r/\delta_{rud}) G_{\delta_{rud}r}^* + (r/\delta_{ail}) G_{\delta_{ail}r}^*}{G_{rr}} \quad (3)$$

where,  $\gamma_{\delta_{rud}\delta_{ail} : r}^2$  : multiple coherence  
 \* denotes complex conjugate

식 (3)은 출력  $r$ 의 변이에서 분석에 사용된 모든 입력(이 경우에는  $\delta_{rud}$ 와  $\delta_{ail}$ )의 선형 관계에 의해 설명될 수 있는 부분을 나타낸다. 따라서 출력에 잡음이 존재하거나, 비선형 관계가 존재하거나, 분석에 포함되지 않은 또 다른 입력 변수가 출력에 영향을 미치는 경우에는 그 값이 1 보다 작게 된다. 본 연구에서는 출력  $a_y$  및  $q$ 에 미치는 입력  $\delta_{ail}$ ,  $\delta_{cle}$ ,  $\delta_{col}$ ,  $\delta_{rud}$ 의 영향을 분석함으로써 MISO 분석의 예를 제시하였으며, 다중 변수의 주요 간섭의 영향을 예시하였다.

### 3. 결과 및 고찰

#### 가. FRESPID 분석

모델 헬리콥터의 동특성 분석에 사용된 4개의 입력 채널과 9개의 출력 채널에 대한 36개 조합의 전달함수를 구현하고자 각각 5개의 윈도를 적용하여 FRESPID 분석을 수행한 결과를 분석하였으며, 여기에서는 각 입력 채널에 대하여 대표적인 출력 하나를 선정하여 예시하였다.

그림 1은 전달함수  $a_x/\delta_{cle}$ (입력:  $\delta_{cle}$ , 엘리베이터 조종간 위치; 출력:  $a_x$ , 기체좌표 x-방향 가속도)에 대한 크기, 위상 및 기여도 함수를 0.02~10 Hz의 주파수 대역에 대하여 표시한 것이다. 윈도 크기  $T_{win}$ 에 따라 다소의 차이는 있지만 0.07~4.5 Hz의 주파수 범위에서 기여도가 0.6을 상회하는 것으로 나타났다. 일반적으로 윈도 크기가 크면 저주파 성분에 대한 예측의 정확도가 향상되며, 윈도 크기가 작으면 반복이 증가하므로 고주파 성분에 포함된 임의의 오차를 제거하는 효과가 있다. 그림 1에서 보는 바와 같이 윈도 크기가 50초로서 가장 큰 윈도 A의 경우에 0.2 Hz 이하의 저주파 성분에 대한 예측의 정확도가 다른 윈도에 비하여 큰 것을 기여도 값으로부터 확인할 수 있다. 그림 2, 3, 4는 각각 주응답(primary response)에 해당하는 에일러론 입력에 따른 y축 방향의 기체 가속도( $a_y/\delta_{ail}$ ), 컬렉티브피치 입력에 따른 z축 방향의 기체 가속도( $a_z/\delta_{col}$ ) 및 러더 입력에 따른 기체의 z축 각속도( $r/\delta_{rud}$ )에 대한 주파수 분석 결과를 나타낸 것이다.

그림 1~4에서 보는 바와 같이 4개의 조종간 입력 채널에 대한 비행시험 데이터의 주파수 분석 결과 비교적 넓은 범위의 주파수 영역에서 입력출력 전달함수의 기여도 값이 0.6을 상회한 것을 확인하였으며, 이를 바탕으로 향후 기체의 동특성 해석을 위한 전달함수와 상태공간 분석에 활용할 수 있는 주파수 영역의 비행시험 데이터베이스를 구축하였다.

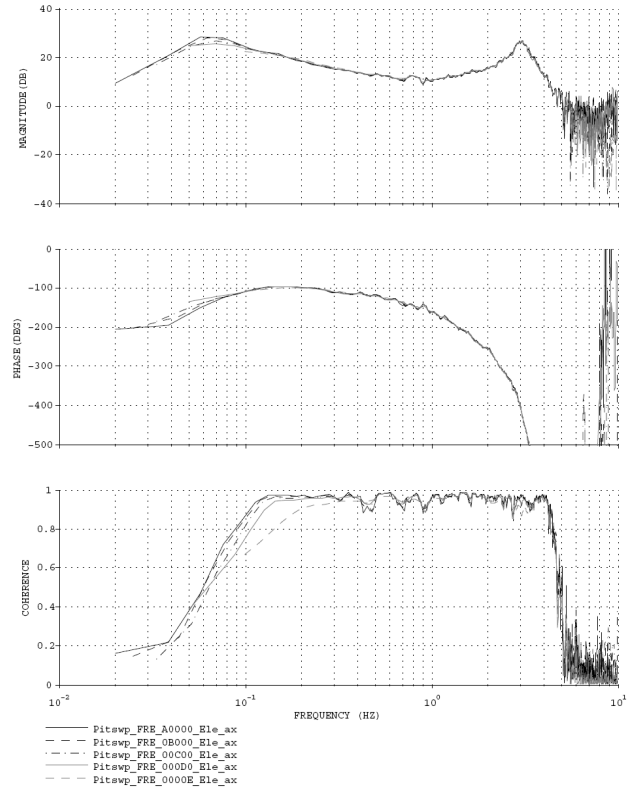


Fig. 1 Frequency response of  $a_x/\delta_{cle}$  (pitch sweep test).

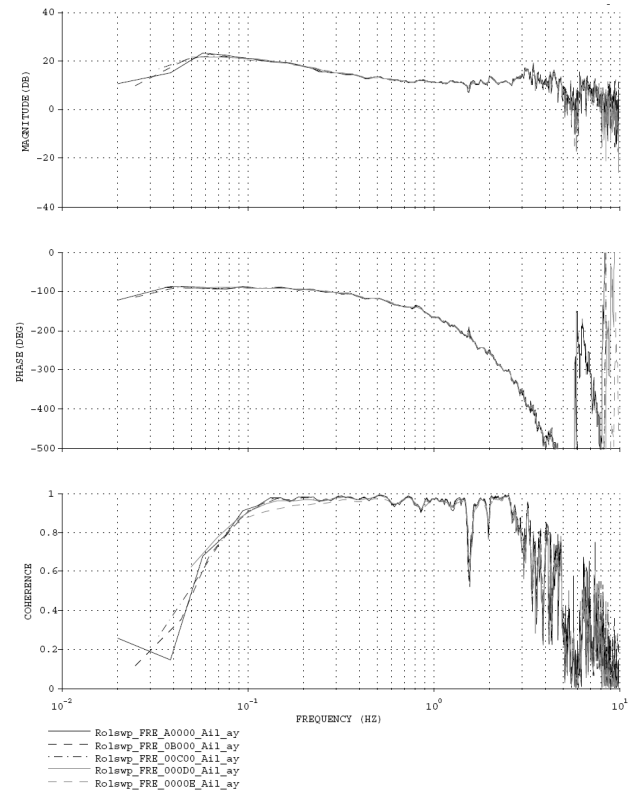


Fig. 2 Frequency response of  $a_y/\delta_{ail}$  (roll sweep test).

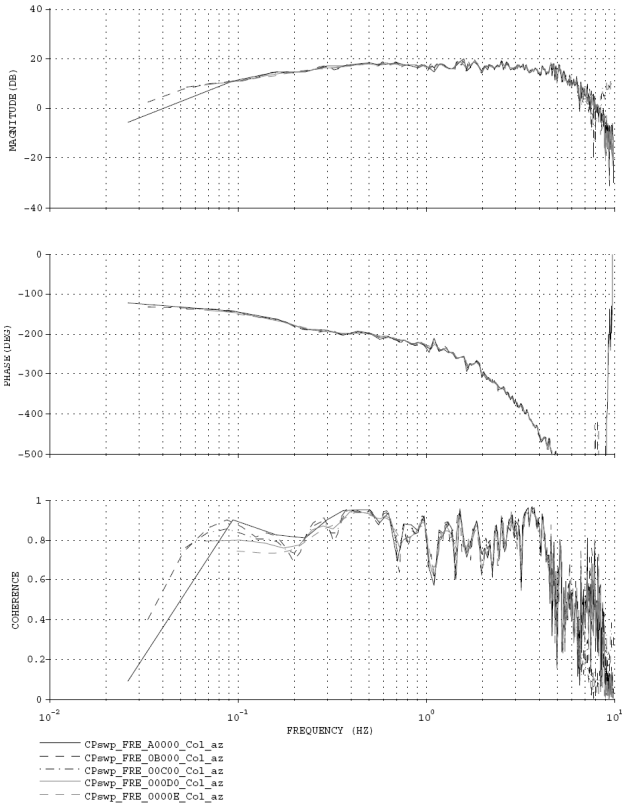


Fig. 3 Frequency response of  $a_z/\delta_{col}$  (collective-pitch sweep test).

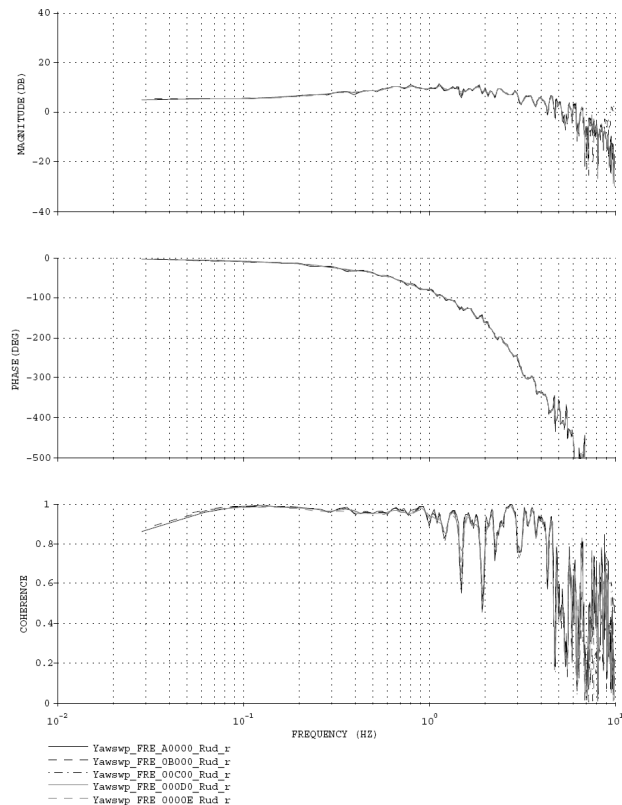


Fig. 4 Frequency response of  $r/\delta_{rud}$  (yaw sweep test).

#### 나. COMPOSITE 분석

시스템의 동특성에 대한 주파수 해석에 있어서 FFT 분석에 사용하는 윈도우의 크기에 따라 저주파 및 고주파 영역에서 파라미터 추정치의 정확도가 달라진다. 이를 보완하기 위하여 CIFER는 최대 5개의 윈도우 크기를 선택적으로 적용하는 기능을 제공하며, COMPOSITE 모듈을 사용하면 각 윈도우에 대한 분석 결과에서 기여도가 우수한 주파수 대역을 통합하여 새로운 주파수 응답 함수를 얻을 수 있다.

그림 1~4에 예시한 대표적 입출력 함수인  $a_x/\delta_{cle}$ ,  $a_y/\delta_{ail}$ ,  $a_z/\delta_{col}$  및  $r/\delta_{rud}$ 를 대상으로 각각 5개 윈도우에 대한 주파수 분석 결과를 COMPOSITE 모듈을 이용하여 결합한 결과를 그림 5~8에 나타내었다. 그림에서 보는 바와 같이 주 조종 입력(primary control input)에 대한 전달함수  $a_x/\delta_{cle}$ 은 0.07~5 Hz,  $a_y/\delta_{ail}$ 는 0.06~4 Hz,  $a_z/\delta_{col}$ 은 0.04~4.5 Hz,  $r/\delta_{rud}$ 는 0.03~4.5 Hz의 주파수 대역에서 기여도가 0.6 이상으로서 전달함수의 추정을 통해 시스템의 동특성을 분석할 수 있는 우수한 데이터베이스가 구축된 것으로 평가할 수 있다.

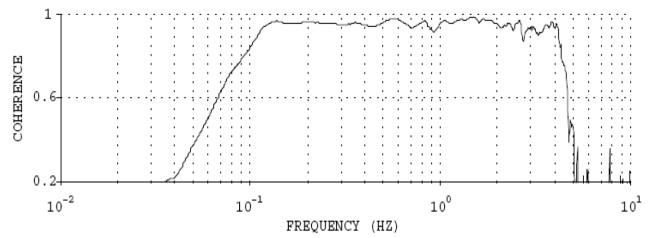


Fig. 5 Composite-window coherence function for the frequency response of  $a_x/\delta_{cle}$  (pitch sweep test).

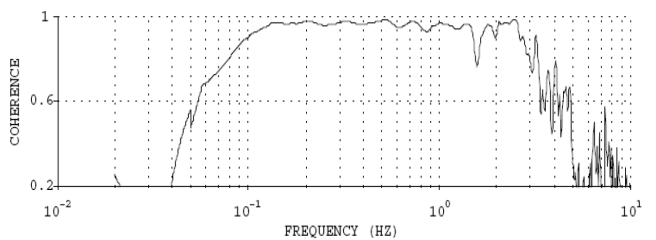


Fig. 6 Composite-window coherence function for the frequency response of  $a_y/\delta_{ail}$  (roll sweep test).

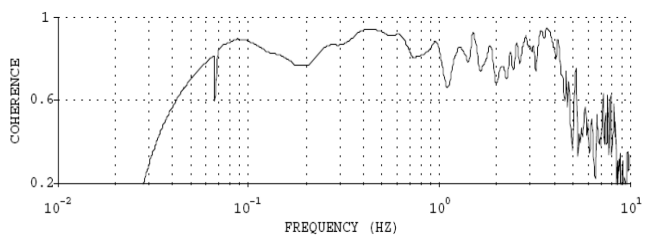
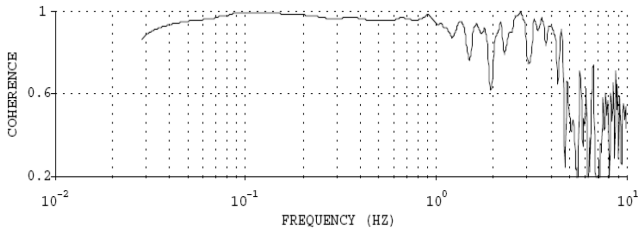


Fig. 7 Composite-window coherence function for the frequency response of  $a_z/\delta_{col}$  (collective-pitch sweep test).



**Fig. 8** Composite-window coherence function for the frequency response of  $r/\delta_{rud}$  (yaw sweep test).

전달함수 모형 및 MIMO 상태공간 모형의 추정에 사용할 파라미터를 결정함에 있어서 4개의 입력과 9개의 출력에 대한 각 스위프 시험의 결과로부터 유의한 입출력 조합 및 유효 주파수 범위를 설정하는 것이 요구된다. 표 3은 주 조종 입력인 엘리베이터, 에일러론, 컬렉티브피치 및 러더 스위프 시험 결과에 대한 COMPOSITE 분석으로부터 기여도가 0.6 이상인 연속된 주파수 범위  $f_{min} \sim f_{max}$  를 식 (4)의 가이드라인 (Tischler and Remple, 2006)에 따라 선정한 것이다. 이 가이드라인은 주파수 대역폭이 좁은 제한된 범위의 정보가 과도하게 강조됨으로써 전체 주파수 분석의 적합도를 저하시키는 결과를 초래하는 것을 방지하기 위해서 적용되었다.

$$\log\left(\frac{f_{max}}{f_{min}}\right) \geq 0.3 \quad (4)$$

엘리베이터 입력( $\delta_{ele}$ )은 주출력인 x축 방향의 속도( $u$ )와 가속도( $a_x$ ) 및 피치( $q$ ) 운동은 물론 일부 고주파 영역에서 롤 운동( $p$ )과 y축 방향의 가속도( $a_y$ )에 영향을 미치는 것으로 분석되었으며, 에일러론 입력( $\delta_{ail}$ )은 주출력인 y축 방향의 운동( $v, a_y$ ) 및 롤 운동( $p$ )은 물론 피치( $q$ )와 요( $r$ ) 운동에 부분적으로 영향을 미쳤다. 컬렉티브피치 입력( $\delta_{col}$ )은 주출력인 z축 방향의 운동( $w, a_z$ )에만 영향을 미쳐 다른 주입력과는 독립

적이었으며, 러더 입력( $\delta_{rud}$ )은 주출력인 z축 가속도 운동( $r$ ) 이외에 일부 주파수 영역에서 y축 가속도( $a_y$ )에 대한 간섭을 보였다.

#### 다. MISOSA 분석

그림 9는 롤 스위프 비행시험에서 조종간 입력  $\delta_{ail}, \delta_{ele}, \delta_{col}, \delta_{rud}$ 가 y축 방향의 기체 가속도 출력  $a_y$ 에 미치는 영향을 분석하여 각각의 부분기여도를 나타낸 것이다. 그림 9의 (a)는 전달함수  $a_y/\delta_{ail}$ 의 기여도를 나타낸 것이며, (b)~(d)는 각각 나머지 3개 입력의 영향을 제거하였을 때  $\delta_{ele}, \delta_{col}$  및  $\delta_{rud}$ 가  $a_y$ 에 미치는 영향을 나타내는 부분기여도를 나타낸 것이다. 또한 그림 9의 (e)는  $\delta_{ail}, \delta_{ele}, \delta_{col}, \delta_{rud}$  입력의 영향을 모두 고려하였을 때의 다중기여도를 나타낸 것이다. 그림으로부터 0.07 Hz 이상의 주파수 영역에서는 에일러론 입력이 y축 방향의 가속도를 지배하는 반면, 그 이하의 저주파 영역에서는 오히려 엘리베이터 조종간 입력에 의해 y축 방향의 가속도( $a_y/\delta_{ele} \cdot \delta_{ail}\delta_{col}\delta_{rud}$ )가 더 큰 영향을 받는 것을 알 수 있다. 4개의 조종간 입력에 의한 부분기여도를 모두 종합한 다중기여도의 경우에는 0.033~4 Hz의 넓은 주파수 대역에서 그 값이 0.6 이상이었으며, 특히 1 Hz 이하의 주파수 대역에서 1.0에 근접한 값을 나타내어 본 연구에서 수행한 비행 시험 결과에 임의 오차 및 고차항의 입력 채널 간 간섭이 적었음을 나타내었다.

그림 10은 입출력 채널의 상호작용(cross coupling)에 대한 사례로서 롤 스위프 시험에서 각각의 조종간 입력이 y축 방향의 가속도  $q$ (피치 운동)에 미치는 영향을 분석한 결과로서 전반적으로 러더 입력의 영향( $q/\delta_{rud} \cdot \delta_{ail}\delta_{ele}\delta_{col}$ )이 가장 지배적이었으며, 0.08~0.25 Hz에서는 에일러론 입력이 다소 영향을 미치는 것으로 분석되었다.

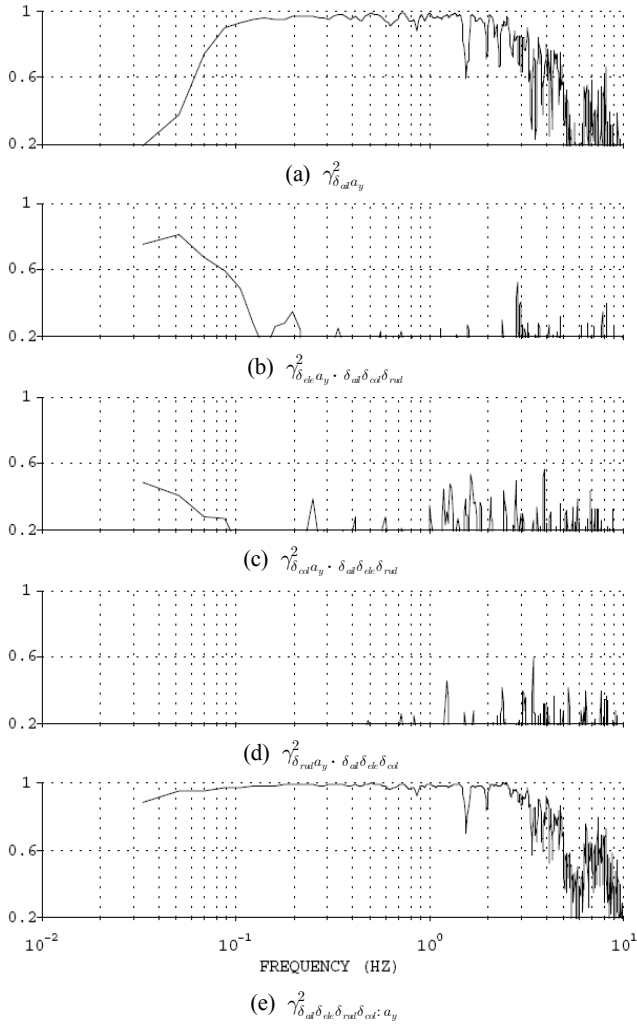
부입력 변수에 대하여 분석한 결과 컬렉티브피치와 러더

**Table 3** Effective frequency ranges for the primary control inputs

(unit: Hz)

Primary input \ Output	$\delta_{ele}$	$\delta_{ail}$	$\delta_{col}$	$\delta_{rud}$
$u$	0.07~2	none	none	none
$v$	none	0.06~1.5	none	none
$w$	none	none	0.035~1.8	none
$p$	(2~5)*	0.06~5	none	none
$q$	0.06~5	(0.09~0.2)*	none	none
$r$	none	(0.09~0.2)*	none	0.03~4.5
$a_x$	0.07~5	none	none	none
$a_y$	(2~5)*	0.06~4	none	(1.6~4.5)*
$a_z$	none	none	0.04~4.5	none

\*The ranges in parentheses indicate the secondary outputs affected by the primary inputs.

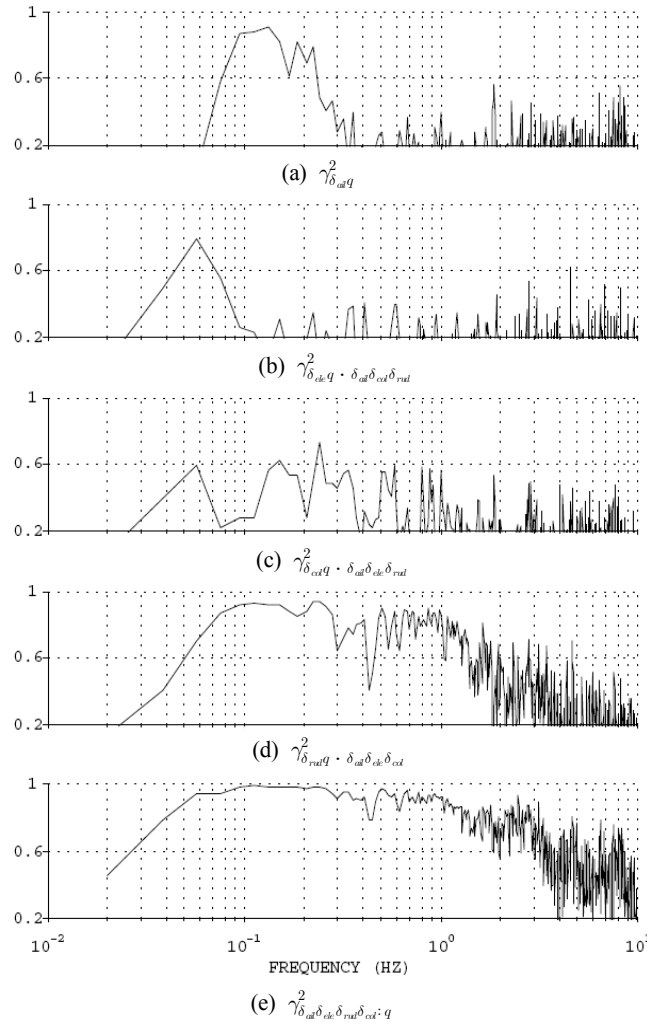


**Fig. 9** Result of MISOSA analysis for the on-axis response of  $a_y/\delta_{ail}$  (roll sweep test, window A).

입력은 비교적 독립적으로 작용할 것으로 예측되며 에일러론 및 엘리베이터는 서로 심하게 간섭되어 있음을 알 수 있었다. 일부 피치 및 요 운동에 대하여 롤 운동의 영향도 포함되어 있음을 알 수 있었다.

#### 4. 요약 및 결론

본 연구는 소형 무인 헬리콥터의 제어 알고리즘을 개발하기 위한 연구의 일환으로 컬렉티브피치, 에일러론, 엘리베이터 및 러더 스위프 비행시험의 데이터에 대한 주파수 분석을 수행하고 그 결과를 검토하였다. 본 연구를 통해 구해진 주파수 영역의 비행 데이터베이스는 향후 전달함수 해석을 통한 기체의 고유 진동수, 감쇠비 등의 계산 및 시스템 상태공간 방정식의 추정에 활용될 것이다. 주요 결과를 요약하면 다음과 같다.



**Fig. 10** Result of MISOSA analysis for the off-axis response of  $q/\delta_{ail}$  (roll sweep test, window A).

- (1) 스위프 비행시험 데이터로부터 조종간의 채널에 해당하는 4개의 입력과 기체의 3축 방향 속도, 각속도 및 가속도에 해당하는 9개의 출력에 대하여 총 36개 조합의 전달함수에 대한 주파수 응답을 분석하였다.
- (2) 4개의 조종간 입력에 대한 주파수 분석을 통하여 대략적으로 0.07~4 Hz의 주파수 범위에서 주입출력에 대한 기여도가 0.6을 상회하여 전달함수 분석에 활용할 수 있는 유효한 데이터베이스를 얻을 수 있었으며, 컬렉티브피치 입력( $\delta_{col}$ )은 주출력인 z축 방향의 운동( $w, a_z$ )에만 영향을 미쳐 다른 주입력과는 독립적이었으며, 러더 입력( $\delta_{rud}$ )은 주출력인 z축 각속도운동( $r$ ) 이외에 y축 가속도( $a_y$ ) 운동과 간섭을 보였다. 반면 롤 및 피치운동은 심하게 서로 상호작용을 하였고 일부 요( $r$ ) 운동과도 간섭하였다.
- (3) 스위프 시험 결과로부터 부입력 채널의 조종간 조작이 각 출력에 미치는 영향에 대한 분석을 하였으며, 컬렉티

브피치와 러더 입력은 비교적 독립적으로 작용할 것으로 예측된다. 또한 조건 주파수 응답 분석을 통하여 각 입력 채널의 조작이 특정 출력에 미치는 부분기여도와 모든 입력 조작의 양향을 동시에 고려한 다중기여도를 구함으로써 MISO 시스템에 대한 해석이 가능하였다.

## 감사의 글

This work was financially supported by Korea Institute of Planning and Evaluation for Technology of Food, Agriculture, Forestry and Fisheries (IPET).

## 참고 문헌

1. 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.
2. Bendat, J. S. and A. G. Piersol. 1993. *Engineering application of correlation and spectral analysis*. John Wiley & Sons, Inc., New York, N.Y. USA.
3. CIPHER User's Guide (Ver. 5.4.00). 2010. US Army Aeroflight-dynamics Directorate. Ames Research Center. Moffett Field, CA. USA.
4. Kang, T. G., C. S. Lee, D. K. Choi, H. J. Jun, Y. M. Koo and 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)
5. Kim, Y. B. 2009. Government strategy to support the leasing business of unmanned helicopters. In: *Proceedings of the Symposium on trends for the development and use of agricultural unmanned helicopters*. April 23. Jeonju, pp. 15-26. (In Korean)
6. 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)
7. Koo, Y. M., T. S. Seok, S. K. Shin, C. S. Lee and T. G. Kang. 2008. Mechanical development of an unmanned helicopter for precise small-scaled ULV aerial application - conceptual design and prototype. *Journal of Biosystems Engineering*. 33(2):94-100. (In Korean)
8. Koo, Y. M., Y. Bae, T. S. Seok, S. K. Shin, 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)
9. Mettler, B., M. B. Tishler, and T. Kanede. 1999. System identification of small-size unmanned helicopter dynamics. In: *Proceedings of the American Helicopter Society 55th Forum*, Montreal, Quebec, Canada. May, pp. 25-27.
10. Park, H. J., Y. M. Koo, Y. Bae, M. Oh, C. O. Yang and M. H. Song. 2011. Flight dynamic identification of a model helicopter using CIPHER (I) - flight test for the acquisition of transmitter input data. *Journal of Biosystems Engineering*. 36(6):467-475. (In Korean)
11. Tischler, M. B. and R. K. Rempfle. 2006. Aircraft and rotorcraft system identification. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. 523 p.
12. Yi, H. W., H. S. Choi and E. T. Kim. 2008a. Parameter identification of smart UAV 40% scale using CIPHER. *Aerospace Technology*. 7(2):31-37. (In Korean)
13. Yi, H. W., H. S. Choi and K. J. Sung. 2008b. System model estimation using CIPHER. In: *Proceedings of KARI.*, pp. 375-378. (In Korean)