

## CIFER<sup>®</sup>를 이용한 무인 헬리콥터의 동특성 분석 (III) - 전달함수 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> (III) - Transfer Function Analysis -

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

<sup>1</sup>Dept. of Industrial Machinery Engineering, Suncheon National University, Jeonnam, Korea,

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

Received: December 8<sup>th</sup>, 2011; Revised: February 18<sup>th</sup>, 2012; Accepted: February 20<sup>th</sup>, 2012

### Abstract

**Purpose:** Aerial application of chemicals with an agricultural helicopter allows for precise and timely spraying and reduces working labor and pollution. An attitude controller for an agricultural helicopter would be helpful to aerial application operator. The objectives of this paper are to determine the transfer function models and to estimate the handling qualities of a bare-airframe model helicopter. **Methods:** Transfer functions of a model unmanned helicopter were estimated by using NAVFIT and DERIVID modules of the CIFER<sup>®</sup> program to the time history data of frequency sweep flight tests. Control inputs of the transfer functions were elevator, aileron, rudder and collective pitch stick positions and the outputs were resulting on-axis movements of the fuselage. **Results:** Minimum realization of the transfer functions for pitch rate output to elevator control input and roll rate output to aileron control input produced second order transfer functions with undamped natural frequencies around 3.0 Hz and damping ratios of 0.139 and 0.530, respectively. The equivalent time delays of the transfer functions ranged from 0.16 to 0.44 second. Sensitivity analysis of the proposed parameters allowed derivation of minimal realization of the transfer functions. **Conclusions:** Handling quality of the model helicopter was addressed based on the eigenvalues of the transfer functions, corresponding undamped natural frequencies with damping ratios. The equivalent time delays of the lateral-directional motion ranged from 0.16 to 0.44 second, longer than the 0.1 to 0.15 second requirement for well-controlled typical manned aerial vehicles.

**Keywords:** Unmanned helicopter, Frequency response, Handling quality, CIFER, Transfer function

## 서 론

소형 회전익기의 개발을 통한 항공방제의 무인화 연구에 있어서 기체의 동적 특성을 파악하고 이를 바탕으로 적절한 비행 제어 시스템을 도입하여 작업의 능률과 안전성을 향상시키고 조종자의 부담을 덜어주는 것이 요구된다(Koo et al., 2010).

이러한 회전익기의 동적특성을 분석할 수 있는 CIFER<sup>®</sup> 프로

그램(US Army Aeroflightdynamics Directorate, CA, USA)은 6개의 모듈로 구성되어 있으며 FRESPID, COMPOSITE 및 MISOSA 모듈은 주파수 응답 분석에, 그리고 NAVFIT 및 DERIVID는 전달함수 해석에 사용되며 VERIFY는 모형의 검증에 사용된다(CIFER User's Guide, 2010).

Tischler and Remple(2006)과 Yi 등(2008)은 CIFER의 주파수 응답 분석 모듈을 사용하여 틸트로터(tilt-rotor) 항공기의 동적 운동의 특징을 분석하였다. Mettler 등(1999)은 CIFER를 이용하여 실험적인 스위프(sweep) 시험으로 얻어진 데이터로부터 무인 헬리콥터의 동특성을 분석하고 SISO 및

\*Corresponding author: Young Mo Koo

Tel: +82-53-950-5788; Fax: +82-53-950-6780

E-mail: ymkoo@knu.ac.kr

Copyright © 2012 by The Korean Society for Agricultural Machinery

This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

MIMO의 모듈을 사용하여 시뮬레이션을 수행함으로써 제어기의 상태공간 방정식을 구축하였다.

Bae and Koo(2011)는 비행이력(time history) 데이터베이스를 바탕으로 CIFER 프로그램의 FRESPID, MISOSA 및 COMPOSITE 모듈을 사용하여 모형 헬리콥터의 컬렉티브피치(collective pitch), 에일러론(aileron), 엘리베이터(elevator) 및 러더(rudder) 스위프 비행시험의 데이터에 대한 주파수 분석을 수행하였다. 4개의 조종간 입력에 대한 주파수 분석을 통하여 대략적으로 0.07~4 Hz의 주파수 범위에서 주입출력에 대한 기여도(coherence)가 0.6을 상회하여 전달함수 분석에 활용할 수 있는 유효한 데이터베이스를 얻었으며, 컬렉티브피치 입력은 주출력인 상하 방향의 운동에만 영향을 미쳐 다른 주입력과는 독립적이었으며, 러더 입력은 주출력인 요축 각속도 운동 이외에 롤 축 각속도 운동과 간섭을 보였다. 반면 롤 및 피치 운동은 심하게 서로 상호작용을 하였고 일부 요 운동과도 간섭하였음을 보였다.

항공기의 조작성능(handling quality)을 평가하는 일반적인 방법은 기체의 동적특성을 나타내는 저차원의 등가 시스템(lower-order equivalent system)을 구현하여 그 전달함수를 해석하는 것이다. 전달함수의 영점과 극점으로부터 기체의 동적특성과 비행 안정성을 평가하여 해당 기체에 적합한 제어 시스템을 구현하는 것이 가능하다. 근원적인 구조적 취약성에 의해 비행 안정성이 결여되어 있는 헬리콥터의 경우에는 전달함수를 이용한 기체의 조작성능에 대한 평가가 더욱 중요하다(Hodgkinson, 1998).

본 연구는 우리나라 환경에 적합한 소형 회전익기의 개발을 통한 항공방제의 무인화 연구에 있어서 작업효율과 조종자의 편리성을 동시에 제고하는 자세제어장치의 개발을 목적으로 하며, 제 1보(Park et al., 2011)에서는 조종기의 조작에 따른 헬리콥터의 비행이력 데이터 획득에 관하여 보고하였으며, 제 2보(Bae and Koo, 2011)에서는 비행이력 데이터베이스를 바탕

으로 CIFER의 FRESPID, MISOSA 및 COMPOSITE 모듈을 사용하여 모형 헬리콥터의 주파수 응답을 분석하였다.

이어서 제 3보는 CIFER 프로그램의 NAVFIT과 DERIVID 모듈을 이용하여 주파수분석 데이터로부터 기체의 동적 특성을 나타내는 최소구현 전달함수 모형을 추정하고 기체의 조작성능을 평가하는데 그 목적이 있다. 무선조종 헬리콥터의 조작성능을 평가하기 위하여 조종기의 조종간 조작에 의한 서보 제어 이외에는 별도의 자세제어 시스템을 채용하지 않은 상태에서 비행시험을 수행하여 전달함수를 추정하였다. 본 연구의 결과는 향후 헬리콥터의 상태방정식 도출을 통한 다중입출력(multiple input multiple output) 동특성 해석 및 제어시스템 개발에 활용될 것이다.

## 재료 및 방법

### 가. 비행시험 데이터

본 연구에 사용된 기체는 엔진형 모델 헬리콥터(Kyosho, Caliber 50)이었으며, 제 1보(Park et al., 2011)에서 기술한 바와 같이 무선 조종기의 조작 채널인 에일러론, 엘리베이터, 러더 및 컬렉티브 피치 조종간의 변위를 주입력(primary input)으로 하는 스위프 시험을 통하여 주파수 해석을 위한 비행시험 데이터를 획득하였다. 여기에서는 이들 4개 조종간의 변위를 각각  $\delta_{ail}$ ,  $\delta_{cle}$ ,  $\delta_{rud}$  및  $\delta_{col}$ 로 표시하였다.

제 2보(Bae and Koo, 2011)에서는 CIFER 프로그램의 FRESPID와 COMPOSITE 모듈을 사용하여 각 스위프 시험의 주입력에 대한 기체의 자세 및 운동에 해당하는 3축 방향의 기체 속도( $u, v, w$ ), 각속도( $p, q, r$ ) 및 가속도( $a_x, a_y, a_z$ )에 대한 주파수 분석을 수행하였으며, 분석 결과의 기여도 함수(coherence function)를 기준으로 각각의 입·출력 조합의 전달함수 해석에 사용할 수 있는 유효주파수(effective frequency) 범위를 표 1과 같이 도출하였다. 본 논문에서의 전달함수 해석은 표 1에서

**Table 1** Effective frequency ranges for four primary control inputs and the corresponding on-axis outputs (modified from Bae and Koo, 2011) (unit: Hz)

Output \ Primary input	$\delta_{col}$	$\delta_{ail}$	$\delta_{cle}$	$\delta_{rud}$
$u$	None	None	0.07 - 2	None
$v$	None	0.06 - 1.5	None	None
$w$	0.035 - 1.8	None	None	None
$p$	None	0.06 - 5	None	None
$q$	None	None	0.06 - 5	None
$r$	None	None	None	0.03 - 4.5
$a_x$	None	None	0.07 - 5	None
$a_y$	None	0.06 - 4	None	None
$a_z$	0.04 - 4.5	None	None	None

유효주파수 범위가 명시된 입·출력 조합에 대하여 수행하였다.

## 나. 전달함수 해석

### 1) NAVFIT 분석

CIFER 프로그램의 NAVFIT 모듈은 COMPOSITE 분석 결과로부터 식 (1)과 같은 SISO(single input single output) 입·출력에 대한 전달함수모형을 도출한다. 식 (1)에서  $b_0$ 는 고주파이득(high frequency gain)으로서 이론적으로는 주파수가 무한대에 접근할 때의 이득을 나타내며,  $\tau_{eq}$ 는 등가시간지연(equivalent time delay)으로서 전달함수 모형에 포함되지 않은 고주파 동적 모드를 표현하는 집중매개변수(lumped parameter)인 동시에 비행시험 데이터에 존재하는 입·출력 사이의 실제 운송지연(transportation delay)을 포함한다(Tischler and Remple, 2006).

$$T(s) = \frac{(b_0s^m + b_1s^{m-1} + \dots + b_m)e^{-\tau_{eq}s}}{s^n + a_1s^{n-1} + \dots + a_n} \quad (1)$$

where,  $T(s)$ : transfer function model

$\tau_{eq}$ : equivalent time delay (s)

식 (1)에 표시된 미지의 파라미터  $a_i$ 와  $b_i$  및  $\tau_{eq}$ 는 수치 최적화 기법을 이용하여 전달함수 모형  $T_{model}$ 과 주파수응답 데이터 ( $\hat{T}_{data}$ ) 사이의 크기와 위상의 편차를 최소화하는 값으로 선정한다. 여기서  $\hat{T}$ 은 본 연구의 제 2 보에서 주입력과 주출력에 대한 주파수 분석을 통해 구한 크기함수와 위상함수를 사용하였다.

NAVFIT 모듈은 비선형 최소자승법을 사용하여 식 (2)와 같은 비용함수(cost function)를 최소화하는 전달함수  $T$ 의 계수를 산출하는 기능을 수행한다.

$$J = \frac{20}{n_w} \sum_{\omega_1}^{\omega_n} W_\gamma [W_g (|\hat{T}_{data}| - |T_{model}|)^2 + W_p (\angle \hat{T}_{data} - \angle T_{model})^2] \quad (2)$$

where,  $J$ : cost function to be minimized

$| \cdot |$ : magnitude (dB) at each frequency  $\omega$

$\angle \cdot$ : phase (deg) at each frequency  $\omega$

$n_w$ : number of frequency points

$\omega_1$  and  $\omega_n$ : starting and ending frequencies of fit

$W_\gamma$ : coherence weighting to emphasize most reliable data

$W_g$ : weighting on gain error

$W_p$ : weighting on phase error

본 연구에서는 각각 5개의 원도에 대한 비행시험 데이터의 주파수 분석 결과를 COMPOSITE 모듈로 결합한 주파수 영역 데이터베이스를 사용하여 전달함수를 추정하였으며, 각 전달함수의 유효주파수 범위에서 50개의 주파수 값을 등간격(로그스케일)으로 추출하였다( $n_w = 50$ ). 또한 가중치로서  $W_\gamma = [1.58(1.0 - e^{-\gamma^2})]^2$ ,  $W_g = 1.0$  및  $W_p = 0.01745$ 를 사용하였고, 여기서  $\gamma^2$ 는 기여도(coherence)를 나타낸다. 비용함수가 100 이하이면 추정된 전달함수가 기체의 비행동력학을 잘 추종하는 것으로 평가할 수 있으며, 그 값이 50 이하이면 실제 비행데이터와의 일치하는 전달함수 모형이 도출된 것으로 평가할 수 있다(Tischler and Remple, 2006). NAVFIT 모듈을 사용하여 표 1에 표시된 각 전달함수의 유효주파수 영역에 대한 전달함수를 최대 4차 시스템의 범위 내에서 도출하였다.

### 2) DERIVID 분석

앞에서 설명한 NAVFIT 모듈은 설정한 차수의 전달함수 모형에 대한 계수와 비용함수 값을 제공하지만, 추정된 계수의 정확도와 계수들 간의 상관관계(correlation)에 대한 정보는 제공하지 않는다. 따라서 도출된 여러 형태의 전달함수 모형 중 어느 것이 최적인지를 판단할 수 없다. 한편, 정준형 모형(canonical model)은 SISO 시스템에서 전달함수를 상태공간방정식으로 표현한 것으로서 입출력 과정의 모델링에 꼭 필요한 변수들만으로 구성된 최소구현(minimal realization) 모형에 해당하며, 이 모형에서 상태의 수는 전달함수의 차수와 일치한다.

CIFER 프로그램의 DERIVID 모듈은 추정된 계수의 정확도와 계수들 사이의 상관관계를 분석하여 각각 크리머-라오의 비(Cramér-Rao ratio, CR-%)와 불감도(insensitivity, INSENS-%) 값으로 제공함으로써 전달함수 모형의 최소구현을 가능케 하며, 식 (3) 형태의 입력  $u$ 와 출력  $y$  사이의 전달함수를 식 (4)와 (5)의 관측가능 정준형 모형(observable-canonical model)으로 표현하는 기능을 제공한다.

$$T(s) = \frac{y}{u}(s) = \frac{(b_1s^{n-1} + b_2s^{n-2} + \dots + b_n)e^{-\tau_{eq}s}}{s^n + a_1s^{n-1} + \dots + a_n} \quad (3)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \\ \dot{x}_4 \\ \vdots \\ \dot{x}_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & -a_n \\ 1 & 0 & 0 & \dots & 0 & -a_{n-1} \\ 0 & 1 & 0 & \dots & 0 & -a_{n-2} \\ 0 & 0 & 1 & \dots & 0 & -a_{n-3} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \dots & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & \dots & 1 & -a_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ \vdots \\ x_n \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_n \\ b_{n-1} \\ b_{n-2} \\ b_{n-3} \\ \vdots \\ b_1 \end{bmatrix} u \quad (4)$$

$$y = [0 \ 0 \ \dots \ 0 \ 1] \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ \vdots \\ \vdots \\ x_n \end{bmatrix} = x_n \quad (5)$$

최소구현 모형을 도출하기 위하여 우선 각 파라미터의 불감도를 검토하여 그 값(INSENS-%)이 10% 이상으로서 최대치에 해당하는 파라미터를 0으로 설정하여 모형에서 소거하는 과정을 모든 파라미터의 불감도가 10% 미만이 될 때까지 반복하였다. 불감도 기준(INSENS-% < 10%)이 충족된 후에는 정확도(CR-%)가 20%보다 큰 변수를 소거하는 절차를 반복 수행하여 최소구현 모형을 도출하였다. 최종 모형에 INSENS-%가 10~20%이거나, CR-%가 20~40%인 파라미터가 일부 포함되어도 도출된 전달함수의 신뢰도는 크게 저하되지 않는 것으로 평가할 수 있다(Tischler and Remple, 2006).

본 연구에서는 NAVFIT으로 구한 전달함수 모형에 DERIVID 모듈을 적용하여 각 변수의 정확도 및 불감도를 분석함으로써 각 입·출력 조합에 대한 최소구현 전달함수 모형을 도출하였다.

## 결과 및 고찰

### 가. 전달함수 추정

#### 1) 컬렉티브피치 입력에 대한 전달함수

표 1에서 보는 바와 같이  $\delta_{col}$  주입력에 대하여 전달함수의 추정이 가능한 출력은 z축 방향의 기체속도  $w$ 와 같은 축의 가속도  $a_z$ 이며, 그 유효 주파수는 각각 0.035~1.8 Hz와 0.04~4.5 Hz이다.  $\delta_{col}$ 을 주입력으로 하는 이 두 출력에 대하여 NAVFIT 모듈을 사용하여 구한 전달함수는 표 2와 같다. 컬렉티브피치 입력에 대한 z축 방향의 속도 출력  $w/\delta_{col}$ 은 2차 시스템으로 추정되었으며 비용함수  $J$ 의 값은 100을 약간 상회하여 비교적 적절한 모형이 얻어진 것으로 평가할 수 있다. 한편, 컬렉티브피치 입력

에 대한 z축 방향의 가속도 출력  $a_z/\delta_{col}$ 은 3차 또는 4차 시스템으로 추정되었으며, 비용함수가 30 이하로서 주파수분석 데이터를 거의 완벽하게 추종하는 모형이 얻어진 것으로 평가할 수 있다. 그림 1은 주파수분석 결과로부터 도출된 전달함수의 적합성을 나타낸 예로서 4차 시스템으로 추정된 전달함수  $a_z/\delta_{col}$ 의 주파수별 크기와 위상을 본래의 주파수분석 데이터와 비교한 것이다. 전달함수에 대한 보데선도(Bode plot)의 크기와 위상이 유효주파수 범위에서 주파수분석 데이터와 비교적 잘 일치함을 확인할 수 있다.

#### 2) 에일러론 입력에 대한 전달함수

에일러론 입력( $\delta_{ail}$ )에 대하여 전달함수 추정이 가능한 주축(on-axis) 출력은 y축 방향의 기체 진행속도  $v$ 와 가속도  $a_y$  및 롤 각속도  $p$ 이다(Table 1). 각각의 유효주파수 범위에 대하여 NAVFIT 모듈을 통해 구현한 전달함수 모형은 표 3과 같다. 에일러론 입력에 대한 y축 방향의 기체속도 출력  $v$ 는 2차 시스템으로 추정되었으며 그 비용함수 값이 매우 작았다. y축 방향의 가속도 출력  $a_y$ 는 2차 또는 3차 시스템으로, 롤 각속도 출력  $p$ 는 1

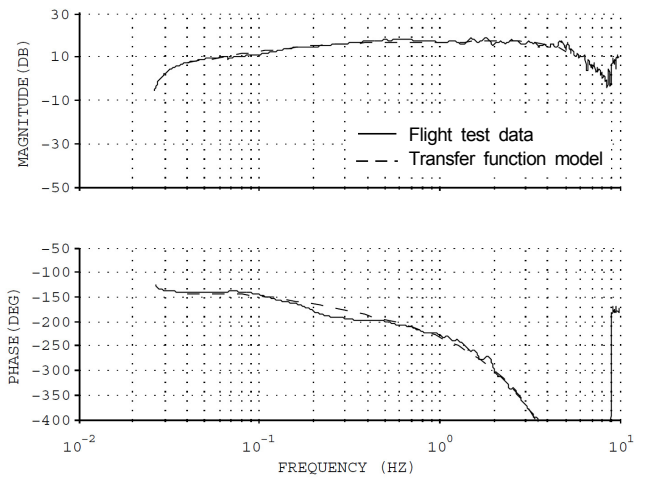


Figure 1. Bode plot of the identified transfer function for  $a_z/\delta_{col}$  ( $m = 1, n = 4, J = 27.7$ ).

Table 2 Identified transfer function models for collective pitch input

Transfer function	Effective freq. range (Hz)	Models	Cost value (J)
$w/\delta_{col}$	0.04 ~ 1.8	$\frac{-549000e^{-0.207s}}{(s+1.50)(s+51900)}$	123.2
		$\frac{25.3(s+4.38)e^{-0.389s}}{(s-15.4)(s+0.905)}$	104.1
$a_z/\delta_{col}$	0.04 ~ 4.5	$\frac{222(s+0.179)(s+10.6)e^{-0.225s}}{(s-22.2)(s+0.839)(s+15.5)}$	28.0
		$\frac{179000(s+0.186)e^{-0.153s}}{(s-34.8)(s+0.879)(s^2+27.0s+735)}$	27.7

**Table 3** Identified transfer function models for aileron input

Transfer function	Effective freq. range (Hz)	Models	Cost value (J)
$v/\delta_{ail}$	0.06 ~ 1.5	$\frac{6.38(s+1.423)e^{-0.437s}}{(s-0.4221)(s+0.3466)}$	9.0
$a_y/\delta_{ail}$	0.06 ~ 4	$\frac{55632(s+2.481)e^{-0.348s}}{(s-0.120)(s+16784)}$	71.4
		$\frac{-49255(s-1.615)(s+3.451)e^{-0.330s}}{(s-13836)(s-2.812)(s+0.121)}$	26.3
		$\frac{27.6e^{-0.203s}}{s+29.3}$	54.0
$p/\delta_{ail}$	0.06 ~ 5	$\frac{388.5e^{-0.161s}}{s^2+24.1s+421.3}$	41.2
		$\frac{-22.0(s+1.65)e^{-0.274s}}{(s-20.9)(s+2.05)}$	38.6
		$\frac{384(s-0.431)e^{-0.158s}}{(s-0.608)(s^2+23.6s+398)}$	28.2

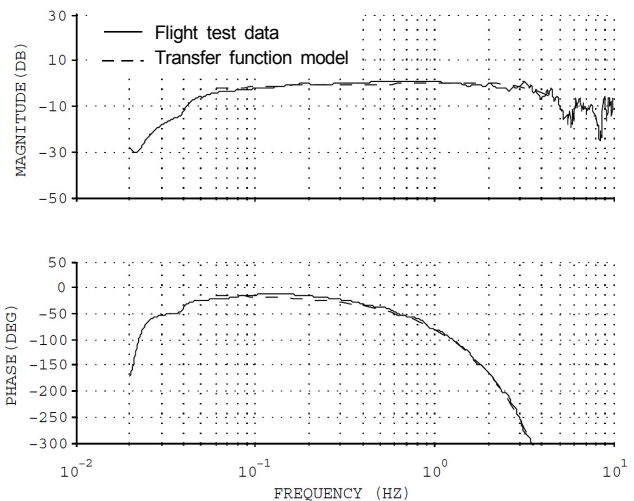
**Table 4** Identified transfer function models for elevator input

Transfer function	Effective freq. range (Hz)	Models	Cost value (J)
$u/\delta_{ele}$	0.07 ~ 2	$\frac{6.70(s+1.273)e^{-0.430s}}{s^2-0.244s+0.0746}$	27.8
$a_x/\delta_{ele}$	0.07 ~ 5	$\frac{115(s+3.84)e^{-0.300s}}{(s-0.246)(s^2+4.10s+378)}$	68.7
		$\frac{23.8(s+4.06)(s+43.71)e^{-0.320s}}{(s-0.236)(s^2+4.25s+371)}$	66.7
		$\frac{49592(s+3.611)e^{-0.281s}}{(s-0.232)(s+40.24)(s^2+4.10s+396)}$	74.7
$q/\delta_{ele}$	0.06 ~ 5	$\frac{1101(s+0.493)(s+4.08)e^{-0.300s}}{(s-0.283)(s+0.574)(s^2+4.02s+378)}$	68.1
		$\frac{-352e^{-0.203s}}{s^2+5.2s+350}$	49.1

차~3차 시스템으로 추정되었다. 그림 2는 전달함수  $p/\delta_{ail}$ 에 대한 크기와 위상 선도를 3차 시스템의 경우에 대하여 나타낸 것이다. 유사한 크기의 비용함수 값을 갖는 다수의 전달함수 모형이 도출된 경우에 어느 모형을 선택할 것인지에 대해서는 뒤에서 DERIVID 모듈의 적용을 통해 설명할 것이다.

### 3) 엘리베이터 입력에 대한 전달함수

표 1로부터 엘리베이터 입력( $\delta_{ele}$ )에 대한 전달함수 추정은  $x$  축 방향의 기체속도  $u$ 와 가속도  $a_x$  및 피치 각속도  $q$ 임을 알 수 있다. 이들에 대한 전달함수 추정 결과는 표 4와 같으며, 그림 3은 전달함수  $a_x/\delta_{ele}$ 에 대한 크기와 위상 선도를  $m=2$ 인 3차 시스템의 경우에 대하여 나타낸 것이다.



**Figure 2.** Bode plot of the identified transfer function for  $p/\delta_{ail}$  ( $m=1, n=3, J=28.2$ ).



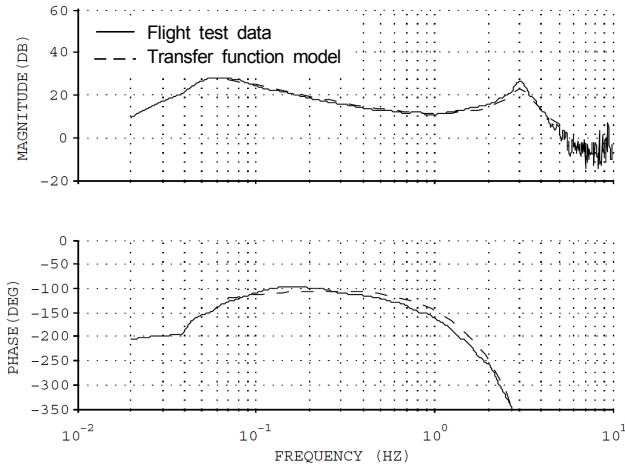


Figure 3. Bode plot of the identified transfer function for  $a_x/\delta_{ele}$  ( $m=2, n=3, J=66.7$ ).

#### 4) 러더 입력에 대한 전달함수

러더 입력( $\delta_{rud}$ )에 대한 기체의 자세 및 운동은 요 각속도 출력  $r$ 로 나타나며(Table 1), CIFER 프로그램의 NAVFIT 모듈을 이용하여 추정된 전달함수는 표 5와 같이 1차 및 2차 시스템으로 도출되었다.

#### 나. 최소구현 전달함수의 도출

NAVFIT 모듈에 의해 추정된 전달함수를 구성하는 계수들의 정확도와 상관관계를 분석함으로써 최소구현 전달함수 모형을

도출하였다. 표 6은 4차 시스템으로 구현된  $a_z/\delta_{col}$  전달함수 모형에 사용된 계수들의 추정치와 그 정확도(CR-%) 및 불감도(INSENS-%)를 나타낸 것이다.

표 6에서 파라미터  $a_1$ 의 불감도가 43.69%로서 변수선택 지침인 10%를 가장 크게 상회하였으므로 전달함수 모형에서 이 변수를 제외하고( $a_1 = 0$ ) 나머지 변수를 다시 추정한 결과 파라미터  $a_2$ 의 불감도 137.8%로서 최대치에 해당하였다. 따라서  $a_2$ 를 0으로 설정하고 나머지 변수를 다시 추정하여 표 7의 결과를 얻었다.

표 7에서 보는 바와 같이 두 개의 변수가 소거된 후의 비용함수는 27.9로서 소거 전의 27.7과 거의 일치하였다. 변수  $b_4$ 의 불감도가 지침의 10%를 약간 상회하는 것으로 나타났기 때문에 이 변수를 추가로 삭제하고 나머지 변수를 다시 추정한 결과 비용함수가 73.1로 크게 증가하였다. 따라서 표 7에 표시된 변수들을 사용하는 모형을 전달함수  $a_z/\delta_{col}$ 의 최소구현 모형으로 선택하였으며, 이 전달함수의 보데선도와 기여도 함수를 그림 4에 나타내었다.

다른 전달함수에 대해서도 동일한 절차를 적용하여 최소구현 전달함수 모형을 선택하였으며, 그 결과를 정리하면 표 8과 같다. 전달함수  $a_y/\delta_{ail}$ ,  $u/\delta_{ele}$  및  $r/\delta_{rud}$ 의 경우에는 NAVFIT 모듈을 이용하여 구한 전달함수 모형을 초기조건으로 하여 DERIVID 모듈을 적용하였으나 계수의 추정오차가 과도하여 적절한 최소구현 모형을 도출할 수 없었으므로 NAVFIT의 모형을 그대로 사용하였다.

Table 5 Identified transfer function models for rudder input

Transfer function	Effective freq. range (Hz)	Models	Cost value (J)
$r/\delta_{rud}$	0.03 ~ 4.5	$\frac{10.3e^{-0.210s}}{s + 44.7}$	68.1
		$\frac{999e^{-0.161s}}{s^2 + 22.4s + 442}$	58.7
		$\frac{54.9(s + 2.32)e^{-0.195s}}{(s + 3.85)(s + 16.70)}$	30.8

Table 6 Accuracy and insensitivity analysis of the parameter values for  $a_z/\delta_{col}$  ( $n=4, J=27.7$ )

Parameter*	Value	Accuracy (CR-%)	Insensitivity (INSENS-%)
$a_4$	2.248E+04	61.01	4.244
$a_3$	2.576E+04	61.31	2.456
$a_2$	213.0	440.4	30.42
$a_1$	7.000	406.3	43.69
$b_4$	3.317E+04	69.17	11.21
$b_3$	1.786E+05	58.40	2.126
$\tau_{eq}$	0.1534	20.24	1.587

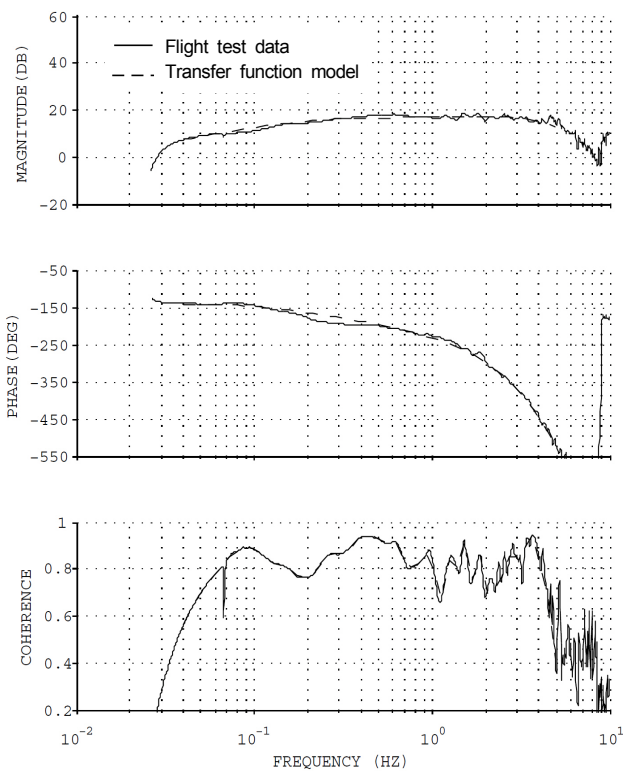
\*: Refer to eq. (3) for parameters  $a_i$  and  $b_i$ .

**Table 7** Accuracy and insensitivity analysis of the parameter values for  $a_z/\delta_{col}$  after deleting  $a_1$  and  $a_2$  from the initial model ( $n=4$ ,  $J=27.9$ )

Parameter	Value	Accuracy (CR-%)	Insensitivity (INSENS-%)
$a_4$	1.979E+04	38.48	4.226
$a_3$	2.231E+04	37.09	2.509
$b_4$	2.951E+04	49.84	11.10
$b_3$	1.570E+05	35.94	2.127
$\tau_{eq}$	0.1610	4.448	1.512

**Table 8** Minimal realization of the proposed transfer functions

Transfer function	Effective freq. range (Hz)	Models	Cost value (J)
$w/\delta_{col}$	0.035 ~ 1.8	$\frac{-12.0(s-0.603)e^{-0.169s}}{(s+1.20)(s-1.20)}$	40.6
$a_z/\delta_{col}$	0.04 ~ 4.5	$\frac{232(s+11.0)e^{-0.232s}}{(s+0.553)(s+19.9)(s-20.5)}$	48.1
$v/\delta_{ait}$	0.06 ~ 1.5	$\frac{6.38(s+1.423)e^{-0.437s}}{(s-0.4221)(s+0.3466)}$	9.0
$p/\delta_{ait}$	0.06 ~ 5	$\frac{332.1e^{-0.163s}}{s^2+20.4s+370}$	47.0
$q/\delta_{ele}$	0.06 ~ 5	$\frac{-352e^{-0.203s}}{s^2+5.2s+350}$	49.1
$a_x/\delta_{ele}$	0.07 ~ 5	$\frac{1438(s+3.99)(s-3.99)e^{-0.291s}}{s(s-6.25)(s^2+6.25s+376)}$	56.5



**Figure 4.** Bode plot and coherence plot of the minimal realization for the transfer function  $a_z/\delta_{col}$  ( $n=4$ ,  $J=27.9$ ).

#### 다. 전달함수 모델을 이용한 기체의 조작성능 평가

일반적으로 주축운동(on-axis movement)에 대하여 항공기의 피치운동 세로방향 안정성(longitudinal stability)은 주로 로터의 세로방향 사이클릭 플래핑운동의 변이에 대한 피치 운동의 안정성을 의미하며, 일반적으로 주파수 1~10 rad/s 범위의 단주기 모드와 1 rad/s 미만의 장주기 모드(hugoid mode)로 구분하여 평가한다. 가로·방위각 안정성(lateral-directional stability)은 롤(옆놀이), 요(빗놀이) 및 사이드슬립(side-slip)의 안정성은 나타내며, 응답속도가 빠른 나선 모드(spiral mode), 비교적 느린 롤 모드(roll mode) 및 주로 1~5 rad/s 주파수 범위의 진동성분을 갖는 더치롤 모드1)(dutch roll mode)로 구분한다(Prouty, 2002; Hodgkinson, 1998).

표 9는 비행시험 데이터의 주파수 분석을 통해 얻어진 전달함수(Table 5 및 Table 8)의 고유값(eigenvalue), 비감쇠 고유진동수 및 감쇠비를 구하여 정리한 것이다. 전달함수의 특성방정식이 복소평면의 우반평면(right-half plane)에 고유값을 가지면 주어진 계단함수 입력에 대하여 출력이 발산하므로 불안정

1) Dutch roll mode: 기체가 우측 가로방향으로 기울면서 사이드슬립과 빗놀이(방위각 요운동)이 일어나고 다시 반대 좌측가로방향으로 회복이 일어나면서 사이드슬립과 빗놀이 운동을 하여 'wagging and side rocking'을 반복하는 현상

**Table 9** Eigenvalues derived from the proposed transfer functions

Motion	Transfer Function	Eigenvalues		Damping ratio	Undamped natural freq.
		zeros	poles		
Longitudinal	$a_x/\delta_{ele}$	-3.99, 3.99	-3.12±19.4j, 6.25, 0	0.161	19.4 rad/s (3.1 Hz)
	$q/\delta_{ele}$	-	-2.60±18.7j	0.139	18.7 rad/s (3.0 Hz)
Lateral-directional	$p/\delta_{ait}$	-	-10.2±19.2j	0.530	19.2 rad/s (3.1 Hz)
	$r/\delta_{rud}$	-	-11.2±21.0j	0.532	21.0 rad/s (3.3 Hz)
Heave	$a_z/\delta_{col}$	-11.0	-0.553, -19.9, 20.5	-	-

한 시스템에 해당한다. 이러한 관점에서 표 9로부터 이 기체의 세로방향 운동과 상하운동이 불안정하다는 것을 알 수 있다. 이는 헬리콥터의 고유한 특성으로서 다른 연구자의 보고에서도 유사한 결과를 확인할 수 있다(Shim, 1993; Ryu, 2008).

기체 응답의 조화성분을 살펴보면, 세로방향 운동의 전달함수  $a_x/\delta_{ele}$ 와  $q/\delta_{ele}$ 는 비감쇠고유진동수 3 Hz 부근에서 감쇠비가 0.14~0.16임을 알 수 있다. 이는 일반적인 고정익 항공기 또는 유인 헬리콥터의 단주기 모드보다 더 짧은 주기를 갖는 고주파 성분에 해당한다. 가로·방위각 안정성을 나타내는 전달함수  $p/\delta_{ait}$ 과  $r/\delta_{rud}$ 는 비감쇠 고유진동수 3 Hz 부근에서 감쇠비가 0.53인 조화성분을 갖는 것을 확인할 수 있으며, 이 경우에도 일반적인 항공기의 더치롤 모드보다 더 고주파 영역임을 알 수 있다(Prouty, 2002). 따라서 기체의 고유진동수는 약 3 Hz이며 세로방향 운동의 오버슈트가 가로·방위각 운동의 그것보다 크다는 것을 알 수 있다. 기체 운동의 과도성분에 포함되는 진동이 일반적인 항공기에 비해 더 고주파 영역에서 나타나는 것은 본 연구에 사용된 헬리콥터가 소형·경량으로서 관성 모멘트가 작기 때문인 것으로 판단된다.

등가시간지연( $\tau_{eq}$ )은 표 8의 전달함수 모델에서 보는 바와 같이 0.153~0.437초로 나타났다. 이는 본 연구에 사용된 기체의 조종간 조작 입력에 따른 헬리콥터의 자세 및 운동 출력 채널 사이의 상호간섭(cross coupling)의 영향, 신호처리 및 필터링 등에 따른 시간지연, 로터 운동의 동력학적 특성 등에 기인하는 것으로 비행성능이 매우 우수한 전투기에 요구되는 0.1초, 대형 수송기의 정밀 착륙, 공중 급유, 편대비행 등에 요구되는 0.15초(Hodgkinson, 1998)에 비해 매우 큰 것으로 평가되었다. 그러나 본 연구에 사용된 기체는 전투기와 수송기 등 유인기에 비해 비행속도가 매우 낮고 정밀한 조종이 요구되지 않기 때문에 이러한 과도한 시간지연의 영향은 매우 제한적일 것으로 판단된다.

## 요약 및 결론

본 연구는 소형 무선조종 헬리콥터의 동적인 특성을 파악하

기 위하여 수행되었으며, 비행시험 데이터의 주파수분석 결과로부터 조종간 조작신호를 입력으로 하고 기체의 운동을 출력으로 하는 시스템 전달함수를 추정하였다. 또한 전달함수를 구성하는파라미터들의 정확도와 불감도를 분석하여 최소구현 전달함수 모형을 도출하였으며, 고유진동수, 감쇠비, 등가시간지연으로부터 기체의 조작성능을 평가하였다. 본 연구의 결과는 향후 헬리콥터의 상태방정식 도출을 통한 다중입출력 동특성 해석 및 제어시스템 개발에 활용될 것이다. 주요 결과를 요약하면 다음과 같다.

- (1) 기체 세로방향 운동의 전달함수  $q/\delta_{ele}$ 는 2차 시스템으로 구현되었으며, 비감쇠 고유진동수와 감쇠비는 각각 3.0 Hz와 0.139이었다.
- (2) 가로방향 운동의 전달함수  $p/\delta_{ait}$  또한 2차 시스템으로 구현되었으며, 비감쇠 고유진동수와 감쇠비는 각각 3.1 Hz와 0.530으로 나타났다. 따라서 가로방향 운동의 상대안정도와 응답속도가 세로방향의 경우보다 더 우수한 것으로 평가되었다.
- (3) 방위각 운동의 전달함수  $r/\delta_{rud}$ 은 주파수분석 결과를 비교적 잘 추종하는 1차 시스템이 도출되었으며 그 시정수는 23 ms이었다.
- (4) 시스템의 등가시간지연은 세로방향 운동은 0.20~0.43초, 가로방향 운동은 0.16~0.44초, 방위각 운동은 0.16~0.21초로 나타나서 일반적인 조작성능이 우수한 유인 항공기에 요구되는 0.1~0.15초보다 큰 것으로 분석되었다.

## 감사의 글

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



## References

- Bae, Y. and Y. M. Koo. 2011. Flight dynamic identification of a model helicopter using CIPHER ( II ) - frequency response analysis. *Journal of Biosystems Engineering*. 36(6):476-483. (In Korean).
- CIPHER User's Guide (Ver. 5.4.00). 2010. US Army Aeroflightdynamics Directorate. Ames Research Center. Moffett Field, CA. USA.
- Hodgkinson, J. 1998. Aircraft handling qualities. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. Reston, Virginia, USA. pp. 35-108.
- 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).
- Mettler, B., M. B. Tischler 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.
- 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)
- Prouty, R. W. 2002. Helicopter performance, stability, and control. Kreger Pub. Co. Inc., Malabar, Florida, USA. pp 616-635.
- Ryu, S. D. 2008. A study on improved parameter estimation for a small unmanned helicopter. Unpublished Master's thesis. Chungnam National University. Daejeon, Korea. 53 p. (In Koeran)
- Shim, H. 1993. A study on the design of a hovering flight controller for a model helicopter. Unpublished Master's thesis. Seoul National University. Seoul, Korea. 85 p. (In Koeran)
- 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. *Aerospace Technology* 7(2):31-37. (In Korean).