

# 자동화 비행시험기법에 의한 소형 무인헬리콥터의 파라미터 추정

## Parameter Estimation of a Small-Scale Unmanned Helicopter by Automated Flight Test Method

방극희, 김낙완, 홍창호, 석진영\*

(Keuk-Hee Bang, Nakwan Kim, Changho Hong, and Jinyoung Suk)

**Abstract** : In this paper dynamic modeling parameters were estimated using a frequency domain estimation method. A systematic flight test method was employed using preprogrammed multistep excitation of the swashplate control input. In addition when one axis is excited, the autopilot is engaged in the other axis, thereby obtaining high-quality flight data. A dynamic model was derived for a small scale unmanned helicopter (CNUHELI-020, developed by Chungnam National University) equipped with a Bell-Hiller stabilizer bar. Six degree of freedom equations of motion were derived using the total forces and moments acting on the small scale helicopter. The dynamics of the main rotor is simplified by the first order tip-path plane, and the aerodynamic effects of fuselage, tail rotor, engine, and horizontal/vertical stabilizer were considered. Trim analysis and linearized model were used as a basic model for the parameter estimation. Doublet and multistep inputs are used to excite dynamic motions of the helicopter. The system and input matrices were estimated in the frequency domain using the equation error method in order to match the data of flight test with those of the dynamic modeling. The dynamic modeling and the flight test show similar time responses, which validates the consequence of analytic modeling and the procedures of parameter estimation.

**Keywords** : parameter estimation, unmanned helicopter, CNUHELI-020, automated flight test method, dynamic modeling

### I 서론

최근 회전익형 수직이착륙 무인항공기에 대한 관심이 높아지면서 비교적 운용이 용이한 소형 무인헬리콥터의 개발이 여러 곳에서 진행되고 있다. 소형 헬리콥터는 실물 헬리콥터와 비행원리는 동일하나 기구학적 구조 및 동특성에서 많은 차이를 보이기 때문에, 실물 헬리콥터의 복잡한 운동 모델을 그대로 소형 헬리콥터에 적용하기 어렵다[1]. 소형 무인헬리콥터는 대부분 취미용으로 사용되는 무선조종 헬리콥터에 기반을 두고 있다. 무선 조종 헬리콥터는 높은 RPM의 사용과 작은 크기와 무게로 인해 관성모멘트가 적어 동특성이 불안정하고 상당히 강직한 로터블레이드의 장착 및 고정된 로터 허브로 인해 탄성이 거의 없어 외란에 대해 쉽게 반응하는 특징이 있다. 이러한 동적 불안정성을 극복하면서 동시에 고기동성을 추구하기 위하여 대부분의 소형 헬리콥터는 벨-힐러 스테빌라이저라는 작은 로터를 추가로 장착한다. 또한 빠른 요측 동특성으로 인해 꼬리 로터의 통제를 사람이 하기에는 매우 어렵기 때문에 대부분 자이로를 장착하고 이를 통해 방향을 제어하게 된다. 이러한 제반 특성들을 모두 고려하여 소형 헬리콥터의 동역학 모델을 구성하여야 한다. 한편, 헬리콥터의 복잡한 운동 특

성으로 인해 아무리 정밀하게 동적 모델링을 구현하여도 실제 비행데이터와는 많은 차이를 보이게 된다. 따라서 실 비행 데이터를 통해 동역학 모델을 수정할 시스템 파라미터 추정과정은 효과적인 비행제어시스템 구성 및 운용을 위한 필수적인 절차이다. 현재 소형 헬리콥터의 동역학 모델링 및 시스템 식별에 관한 연구가 전세계 곳곳에서 활발히 진행되고 있다[2-6]. 그 중에서도 CIFER(Comprehensive Identification from FrEquency Response)를 이용한 주파수영역에서의 파라미터 추정결과가 많이 발표되고 있다. 그 중에서도 Mettler는 CIFER를 이용한 X-Cell 90 및 Yamaha R-50, R-max등의 소형헬리콥에 대한 파라미터 추정결과를 바탕으로 전진비( $\mu$ ) 0.15까지 유한 간략화된 비선형 운동 모델을 제시하였고 이는 축방향 롤링 운동과 Split-S 비행을 자동으로 수행하는 연구결과에 이용되었다[2,3].

본 논문에서는 1차 깃끝 경로면(TPP, Tip-path-plane)으로 표현된 플레핑 운동 모델을 이용하여 주로터의 운동 모델을 구성하였으며 동체, 수평/수직 미익 및 꼬리로터의 동역학 모델을 완성하여 소형헬리콥터의 비선형 운동모델을 구성하였다. 이를 바탕으로 계산된 트림 조건을 이용해 비선형 운동 모델을 수치적으로 선형화하여 시스템 파라미터 추정을 위한 초기조건으로 사용하였다. 파라미터 추정을 위하여 증운동 및 횡운동 각각에 대해 더블렛 입력과 3-2-1-1 멀티스텝 입력을 가진 주파수 영역을 고려하여 선형하였으며, 자동화된 무인헬기의 장점을 최대한 살려 각 축별 프로그램 비행을 통하여 비행제어컴퓨터에서 직접 가진입력을 주도하도록 하였다. 수정된 수식오차기법(Equation Error Method)

\* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2008. 5. 15., 채택확정 : 2008. 6. 30.

방극희, 김낙완, 홍창호, 석진영 : 충남대학교 항공우주공학과  
(nsr150r@hanmail.net/nkim@cnu.ac.kr/ehong@cnu.ac.kr/jsuk@cnu.ac.kr)

※ 이 논문은 2007년도 정부(과학기술부)의 재원으로 한국과학재단의 지원을 받아 수행된 연구임(No. R0A-2007-000-10017-0).

를 사용하여 주파수 영역에서 비행시험 데이터와의 오차를 최소화하는 파라미터를 추정하였다. 이를 통해 실제 소형 무인헬리콥터의 동특성과 유사한 모델을 얻을 수 있었다.

II. 소형 무인헬리콥터 동역학 모델링

소형 무인헬리콥터의 동역학은 주로터, 꼬리로터, 동체, 수평/수직 안정관, 엔진등의 영향을 복합적으로 고려한 비선형 운동방정식을 통해 구현된다. 본 장에서는 각 부분의 동역학적 특성을 정량적으로 기술하였다.

헬리콥터의 운동방정식은 뉴턴의 제2법칙으로부터 유도되는 힘과 모멘트의 합으로 구성된 6자유도 강제 운동방정식과 3자유도 Kinematic 운동방정식 그리고 깃끝 경로면으로 표현되는 2자유도 로터 플래핑 방정식과 1개의 자유도를 갖는 로터 회전수 운동방정식으로 구성되어 있다. 그림 1에서 소형 무인헬리콥터의 좌표계와 각 부분에 작용하는 힘을 표시하였으며, 이를 바탕으로 소형 무인헬리콥터의 6자유도 운동방정식과 오일러 관계식을 (1)-(9)에 정리하였다[3].

$$\dot{u} = vr - wq - g \sin \theta + (X_{mr} + X_{fus})/m \quad (1)$$

$$\dot{v} = wq - ur + g \sin \phi \cos \theta + (Y_{mr} + Y_{fus} + Y_{tr} + Y_{vf})/m \quad (2)$$

$$\dot{w} = uq - vp + g \cos \phi \cos \theta + (Z_{mr} + Z_{hf})/m \quad (3)$$

$$\dot{p} = qr(I_{xx} - I_{yy})/I_{xx} + (L_{mr} + L_{vf} + L_{tr})/I_{xx} \quad (4)$$

$$\dot{q} = pr(I_{xx} - I_{zz})/I_{yy} + (M_{mr} + M_{hf})/I_{yy} \quad (5)$$

$$\dot{r} = pq(I_{yy} - I_{zz})/I_{zz} + (-Q_e + N_{vf} + N_{tr})/I_{zz} \quad (6)$$

$$\dot{\phi} = p + \tan \theta (q \sin \phi + r \cos \phi) \quad (7)$$

$$\dot{\theta} = q \sin \phi - r \cos \phi \quad (8)$$

$$\dot{\psi} = (q \sin \phi + r \cos \phi) / \cos \theta \quad (9)$$

여기서 하첨자  $()_{mr}$ 은 주로터,  $()_{tr}$ 은 꼬리 로터,  $()_{fus}$ 은 동체,  $()_{vf}$ 은 수직 미익,  $()_{hf}$ 은 수평 미익을 각각 나타낸다. 또한 수식에 사용된 기호를 표 1에 정리하였다.

주로터는 헬리콥터에서 비행에 필요한 추력과 조종력을 발생시키므로 모델링에 있어 가장 중요한 부분이며, 또한 가장 복잡한 부분이다. 주로터의 추력을 계산하는 방법으로는 로터 전체를 하나의 원판으로 가정한 운동량 이론을 이용한 방법과 각각의 블레이드를 하나의 날개로 가정한 깃

표 1. (1)-(9)에 사용된 기호 정의.

Table 1. Nomenclature used in Eqs.(1)-(9).

Symbol	Description
$u, v, w$	Airspeed, 3-axis
$p, q, r$	attitude rate, 3-axis
$\phi, \theta, \psi$	attitude, 3-axis
$X, Y, Z$	External Force, 3-axis
$L, M, N$	External Moments, 3-axis
$I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}$	Moment of Inertia
$m$	mass of helicopter
$Q_e$	Torque generated by Engine

요소법을 이용한 방법이 있는데 운동량 이론을 이용해 추력을 계산하는 것이 비교적 계산이 간단하다. 주로터의 추력, 추력계수 및 정규화된 유도속도는 각각 주로터 컬렉티브 입력, 로터 회전수 및 동체축 좌표계의 3축 바람성분과 관련이 있다. 또한 추력계수는 유도속도의 함수로 나타나고, 유도속도 역시 추력계수에 연동되어 있기 때문에 수치적 반복계산법으로 유도속도 및 추력계수를 추정한다.

플래핑 운동방정식은 허브평면에 대한 깃끝 경로면으로 표현된 근사화된 1차 미분방정식의 형태로 표현할 수 있다. 소형 무인헬리콥터의 로터블레이드가 유인헬리콥터에 비해 강성이 커서 블레이드의 탄성효과가 작으며, 플래핑 힌지가 장착되어 있지 않고, 로터 허브가 높은 정도의 고무 댐퍼로 이루어진 타이팅 힌지로 동체와 연결되어 있으므로, 이러한 가정은 타당하다고 할 수 있다. 따라서 주로터의 플래핑 운동방정식은 다음과 같이 표현된다.

$$\dot{a}_1 = -q - \frac{a_1}{\tau_e} + \frac{1}{\tau_e} \left( \frac{\partial a_1}{\partial \mu} \frac{u - u_w}{\Omega_{mr} R_{mr}} + \frac{\partial a_1}{\partial \mu_z} \frac{w - w_w}{\Omega_{mr} R_{mr}} \right) + \frac{A_{\delta_{lon}}}{\tau_e} \delta_{lon} \quad (10)$$

$$\dot{b}_1 = -p - \frac{b_1}{\tau_e} + \frac{1}{\tau_e} \frac{\partial b_1}{\partial \mu_v} \frac{v - v_w}{\Omega_{mr} R_{mr}} + \frac{B_{\delta_{lat}}}{\tau_e} \delta_{lat} \quad (11)$$

여기서  $a_1$ 과  $b_1$ 은 각각 깃 끝 경로면의 종방향 경사각과 횡방향 경사각을,  $A_{\delta_{lon}}$ 과  $B_{\delta_{lat}}$ 은 각각 종방향 사이클릭 입력과 횡방향 사이클릭 입력에 대한 플래핑 이득값을 나타낸다.  $\tau_e$ 는 플래핑 운동방정식의 시상수로 스테빌라이저의 로크수  $\gamma_{sb}$ (lock number)에 지배적인 영향을 받는다. 스테빌라이저를 장착함으로써 주로터 블레이드의 빠른 동특성을 완화시켜주는 특성과 외란에 둔감하게 반응하도록 만들어 준다.

대부분의 모형헬리콥터는 주로터에 의해 발생하는 반토 오차를 상쇄하고 요축의 원활한 제어를 위해 요축 안정화 장치를 장착하고 있다. 과거의 요축 안정화장치는 요각속도를 되먹임 하였으나, 현재에는 고성능의 HLG(Heading-Lock Gyroscope)를 많이 사용한다. HLG는 제어입력이 없을 때에는 요각속도와 heading각의 변화를 되먹임하여 헬리콥터의 방향을 더욱 정확히 제어할 수 있고, 제어신호가 입력되면 제어신호에 비례하여 방향을 조종하는 구조로 이루어져 있다.

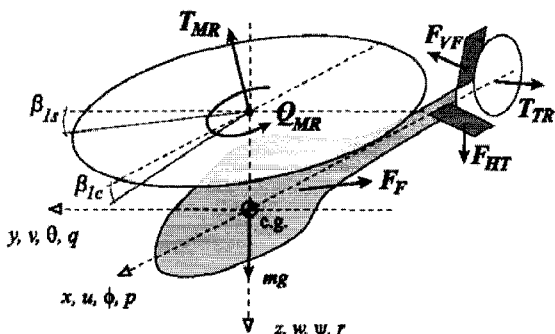


그림 1. 무인헬리콥터에 작용하는 힘과 모멘트.  
Fig. 1. Force and moments acting on unmanned helicopter.

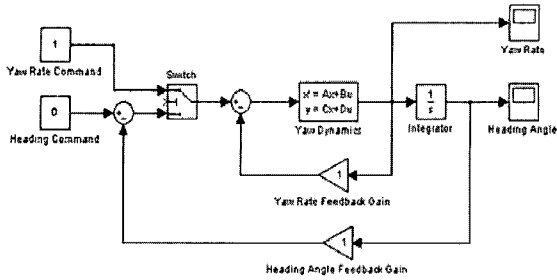


그림 2. HLG의 제어블럭도.

Fig. 2. Control block diagram of a HLG.

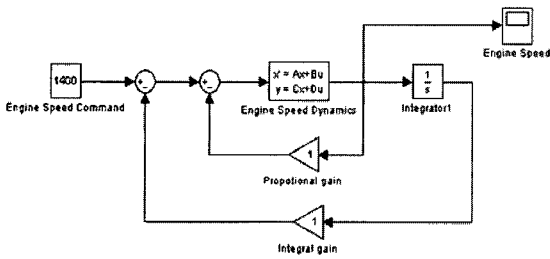


그림 3. 회전수 조절장치의 제어블럭도.

Fig. 3. Control block diagram of a RPM governor.

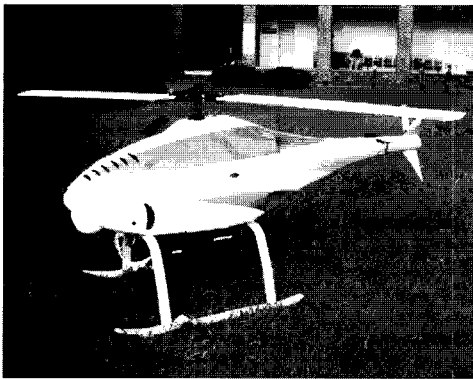


그림 4. CNUHELI-020.

Fig. 4. CNUHELI-020.

그림 2에 HLG의 제어블럭도를 나타내었다. 또한 주로터의 일정한 회전수를 유지하기 위해 쓰로틀 커브와 피치커브를 적절히 믹싱하는 수동적인 회전수 유지 방법을 사용하였으나, 최근에는 엔진 회전수 조절장치(RPM governer)를 장착함으로써 좀 더 능동적으로 일정한 주로터 회전수를 유지한다. 회전수 조절장치는 지정된 회전수와와의 차이를 되먹임하여 엔진을 제어하게 된다. 그림 3에 회전수 조절장치의 제어블럭도를 나타내었다.

고정의 항공기의 선형화 모델은 무차원화 비행안정미계수 및 조종미계수를 활용하여 유도될 수 있다. 그러나 헬리콥터의 경우에는 이와 달리 유도할 수 있는 공력파라미터가 매우 제한적이다. 따라서 비선형 시뮬레이션 결과를 이용하여 수치적으로 선형화하는 방법을 사용하게 된다. 선형화 대상인 소형 무인헬리콥터는 현재 충남대학교 항공우주공학과에서 연구용으로 운용되고 있는 CNUHELI-020을 이용하였다. 그림 4에서 보여지고 있는 CNUHELI-020은 40cc

표 2. CNUHELI-020의 형상변수.

Table 2. Configuration parameters of CNUHELI-020.

Symbol	Value	Unit	Description
$m$	18	kg	helicopter mass
$I_{xx}$	0.4303	kg-m <sup>2</sup>	rolling moment of inertia
$I_{yy}$	1.1115	kg-m <sup>2</sup>	pitching moment of inertia
$I_{zz}$	0.8218	kg-m <sup>2</sup>	yawing moment of inertia
$K_{\beta}$	54	N-m/rad	hub torsional stiffness
$\gamma_{sb}$	0.6456	ND	stabilizer bar Lock number
$\Omega_{nom}$	146.6	rad/sec	nominal m.r RPM
$R_{mr}$	0.93	m	m.r. radius
$c_{mr}$	0.062	m	m.r. chord
$I_{\beta_{mr}}$	0.062	kg-m <sup>2</sup>	m.r. blade flapping inertia
$R_{tr}$	0.157	m	t.r. radius
$c_{tr}$	0.026	m	t.r. chord
$n_{tr}$	5.39	ND	gear ratio of t.r. to m.r.
$n_{es}$	6.93	ND	gear ratio of engine shaft to m.r.
$S_{vf}$	0.02	m <sup>2</sup>	effective vertical fin area
$S_{hf}$	0.026	m <sup>2</sup>	horizontal fin area
$S_x^{fus}$	0.1070	m <sup>2</sup>	frontal fuselage drag area
$S_y^{fus}$	0.3322	m <sup>2</sup>	side fuselage drag area
$S_z^{fus}$	0.3367	m <sup>2</sup>	vertical fuselage drag area
$h_{mr}$	0.37	m	m.r. hub height above c.g
$l_{tr}$	1.045	m	t.r. hub location behind c.g.
$h_{tr}$	0.16	m	t.r. height above c.g.
$l_{hf}$	0.8	m	stabilizer location behind c.g

급 가솔린 엔진을 장착하고 있으며 이륙부터 미션수행, 착륙까지 전자동화 운용이 가능하다. 기본적인 동역학 모델을 구성하기 위해서는 대상 헬리콥터의 정확한 형상, 및 관성모멘트 등의 데이터가 필요하다. 관성모멘트는 기체를 매달고 각축에 대해 고유진동수를 측정하여 계산하는 Torsional pendulum test를 통해 구하였다. CNUHELI-020의 주요 형상변수들을 표 2에 정리하였다.

본 연구에서는 CNUHELI-020의 비행운용영역 내에서 트림조건을 계산하고, 각각의 트림조건에서 비선형 시뮬레이션 프로그램을 구현하였다. 또한 수치적 선형화를 이용하여 각 비행조건에 대한 모델을 구하였으며, 이는 실제 비행데이터를 이용한 파라미터 추정의 초기 모델로 사용되었다.

중/횡운동 시뮬레이션 결과에서 조종입력에 대한 각축간의 교차연성이 어느 정도 있으나, 그 정도는 상대적으로 적다고 판단하여, 본 연구에서는 종운동과 횡운동을 구분하였으며, 파라미터 추정을 위한 비행시험에서도 이를 고려하여 프로그램 시험기법을 사용하였다. 횡방향에서는 HLG의 모델링 오차에 기인한 요각속도 및 방향 오차를 제외하고는 선형 및 비선형 모델이 오차범위 내에서 일치한다. 고유치 해석으로부터 감쇄비가 작은 종방향 단주기 및 장주기 모

드를 확인할 수 있으며, 횡방향 단주기 롤모드 및 요모드를 확인할 수 있다. 또한 종축은 모든 모드가 안정하나 횡축은 우측 s-평면에 위치한 고유치로 인해 불안정성을 내포하고 있다. 비행속도가 증가함에 따라 종방향 고유치는 감쇄비가 증가함을 알 수 있고, 횡방향의 불안정한 고유치도 불안정성이 다소 완화되었음을 알 수 있었다.

**III. 파라미터 추정**

소형 무인헬리콥터 동역학 모델이 실제 헬리콥터의 동적 거동을 잘 반영하였는지를 평가하기 위해서는 실제 비행을 통해 얻은 비행데이터와 수치 시뮬레이션 데이터를 비교하여야 한다. 수학적 모델링이 실제 비행시험 데이터와 차이가 클 경우에는 제어시스템의 설계오차가 크고 경우에 따라서는 매우 불안정한 제어시스템을 설계할 수도 있으므로, 파라미터 추정과정을 통하여 수학적 모델링을 보정해야 한다. 본 연구에서는 CNUHELI-020의 실비행시험을 통하여 비행데이터를 획득하고, 데이터 보정을 거친 후 선형화 파라미터 추정을 위한 자료로 활용하였다. 그림 5에서 파라미터 추정을 위한 비행시험 장면을 보여주고 있다.

비행시험에 사용되는 가진 입력은 비행체의 동역학 고유진동수를 포함하면서 비교적 넓은 주파수영역에서 에너지를 가지는 형상을 사용한다[7]. 이를 위해서 일반적으로 더블렛 입력 및 3-2-1-1 입력 방법을 사용한다. 특히 3-2-1-1 입력방식은 가진입력범위가 매우 넓어 항공기의 시스템 식별시 선호되는 형상이나, 가진입력의 구현이 어려워 이론적인 설계형상대로 시험이 되지 않아 실제의 가진주파수 범위가 제한되는 특성이 있다. 본 연구에서는 이러한 점을 고려하여 조종사에 의한 가진방식이 아니라 비행제어컴퓨터에서 직접 제어입력을 인가하도록 프로그래밍하였다. 비행시험시에 인가된 가진입력을 그림 6, 7에서 각각 보여주고 있다. 또한 그림 8에서는 구현된 3-2-1-1 가진입력의 주파수역 에너지를 보여주고 있다. 따라서 시간간격을 0.5초로 할 경우에는 2Hz의 고유진동수까지 가진할 수 있음을 알 수 있고, 이는 수학적 모델링의 오차를 고려하더라도 소형 무인헬리콥터의 동역학을 고려하기에 충분한 주파수영역으로 판단되었다. 비행시험에서 더블렛 입력은 0.5초 간격으로  $\pm 0.5\text{deg}$ 의 입력을 인가하였으며, 3-2-1-1 입력은 0.75초, 0.5초, 0.25초,  $\pm 0.5\text{deg}$ 의 입력을 인가하였다.

비행시험의 절차는 다음과 같다. 먼저 이륙하여 비행시험을 위한 비행고도와 위치를 확보하고, 자동으로 트림상태를 유지하다 각축에 대해 종방향 또는 횡방향의 비행시험을 인가하면 이에 해당하는 조종입력을 비행제어컴퓨터가 생성하여 조종면을 구동하였다. 이 때 중/횡 분리효과를 극대화하고, 각 축에 대해 양질의 비행데이터를 획득하기 위하여 조종입력에 영향을 받지 않는 축은 자동비행 상태를 유지함으로써 각 축을 분리하여 실험을 수행하였다. 비행시험데이터는 초당 50회씩 자체 비행기록 저장장치에 저장하였으며, 비행조종입력데이터로 스와시플레이트 조종명령 및 테일로터 조종명령과 파워조종명령과 함께 비행자세, 속도, 고도, 위치데이터 등을 기록하였다.

파라미터 추정기법에는 시간영역과 주파수 영역에서 최

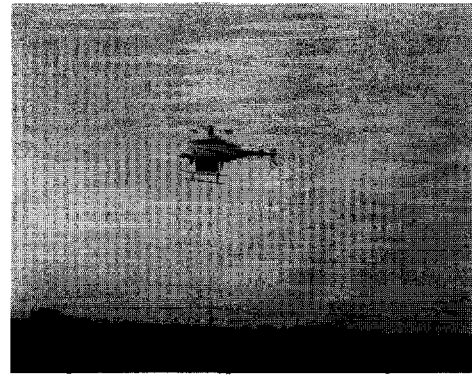


그림 5. 파라미터 추정을 위한 비행시험.

Fig. 5. Flight test for parameter estimation.

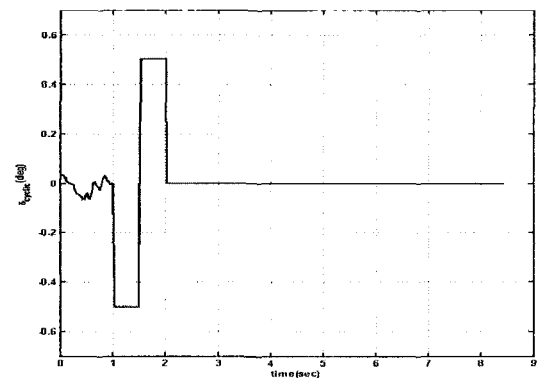


그림 6. 더블렛 입력.

Fig. 6. Doublet input.

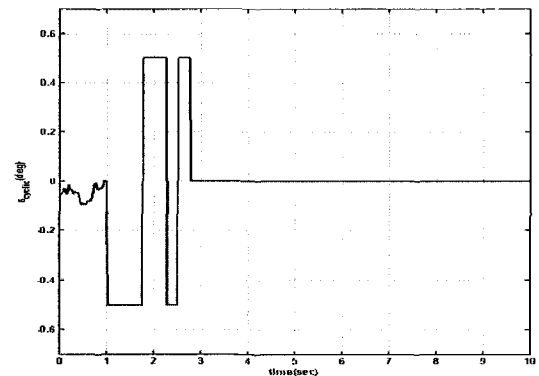


그림 7. 3-2-1-1 멀티스텝 입력.

Fig. 7. 3-2-1-1 multistep input.

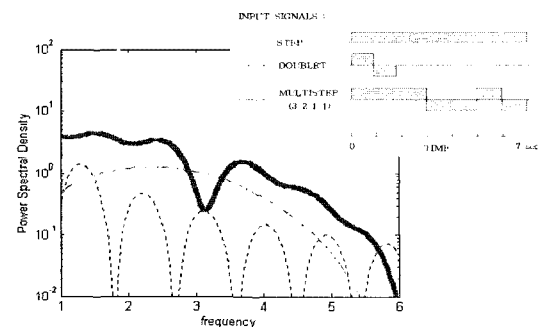


그림 8. 다양한 입력형상에 대한 정규화된 PSD.

Fig. 8. Normalized PSD for various input types.

대공산법, 수식오차기법 등의 다양한 방법들이 사용되고 있다[8-11]. 제한된 비행데이터를 통하여 다수의 파라미터를 추정해야 하는 시스템 식별의 특성상 여러 개의 해가 존재할 수 있는 가능성을 내포하고 있다. 특히 비행시험을 통한 파라미터 추정의 경우에는 비행시험의 어려움과 계측장비의 제한 등으로 인해 매우 제한적인 시험이 이루어질 수밖에 없는 한계를 지니고 있어, 관련분야의 연구에서도 풍동실험 등의 가능한 많은 지상데이터를 활용하여 추정해야 할 파라미터를 최소화한 후 추정기법을 적용하고 있다. 또한 식별기법의 수렴성과 결과의 타당성도 비행데이터의 신뢰도와 식별대상 파라미터의 선정에 크게 좌우되는 특성이 있다. 본 논문에서는 주파수 영역에서의 수식오차기법을 적용하여 선형화 모델을 대상으로 파라미터를 식별하였다. 통상적으로 헬리콥터의 동역학 파라미터 추정에는 시간영역보다 주파수 영역에서의 추정기법을 많이 사용하고 있다. 본 논문에서는 또한 수식오차기법의 단점인 인식하고자 하는 행렬의 원소 중 0이나 특정한 상수값을 지정할 수 없다는 점을 보완하기 위해 수정된 수식오차기법을 적용하였다 [12]. 인식하고자 하는 시간 영역 선형 운동모델은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) &= Cx(t) + Du(t) \end{aligned} \quad (12)$$

위 식을 주파수 영역 선형 운동모델로 바꾸기 위해 관심 주파수 영역에 대해 푸리에 변환을 수행한다. 각각의 측정된 상태변수에 대해 푸리에 변환은 다음과 같이 이루어진다.

$$\tilde{x}(\omega) = \sum_{k=0}^{N-1} x(k\Delta t)e^{-j\omega k\Delta t} \Delta t \quad (13)$$

$$\tilde{u}(\omega) = \sum_{k=0}^{N-1} u(k\Delta t)e^{-j\omega k\Delta t} \Delta t \quad (14)$$

$$\tilde{y}(\omega) = \sum_{k=0}^{N-1} y(k\Delta t)e^{-j\omega k\Delta t} \Delta t \quad (15)$$

이를 (12)에 적용하면 주파수영역에서의 선형 운동모델은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} j\omega\tilde{x}(j\omega) &= A\tilde{x}(j\omega) + B\tilde{u}(j\omega) \\ \tilde{y}(j\omega) &= C\tilde{x}(j\omega) + D\tilde{u}(j\omega) \end{aligned} \quad (16)$$

여기서 파라미터 추정을 위한 성능지수는 다음과 같다.

$$J_k = \frac{1}{2} \sum_{n=1}^m |j\omega_n \tilde{x}(n) - A_k \tilde{x}(n) - B_k \tilde{u}(n)|^2 \quad (17)$$

여기서  $k$ 는  $A, B$ 행렬에서의  $k$ 번째 열벡터를 의미하고  $\tilde{x}_k(n)$ 은  $k$ 번째 주파수에서의 상태변수의 푸리에변환값을 의미한다. 인식하고자 하는  $A_k, B_k$ 의 미계수들을  $\theta$ 로 다음과 같이 정의하면, 수식오차기법은 주파수 영역에서의 최소자승 문제의 형태로 표현할 수 있다.

$$\theta = \begin{bmatrix} A_k^T \\ B_k^T \end{bmatrix} \quad (18)$$

$$Y = X\theta \quad (19)$$

여기서  $Y, X$ 는 다음과 같이 정의된다.

$$Y \equiv \begin{bmatrix} j\omega_1 \tilde{x}_k(1) \\ j\omega_2 \tilde{x}_k(2) \\ \vdots \\ j\omega_m \tilde{x}_k(m) \end{bmatrix} \quad (20)$$

$$X \equiv \begin{bmatrix} \tilde{x}^T(1) & \tilde{u}^T(1) \\ \tilde{x}^T(2) & \tilde{u}^T(2) \\ \vdots & \vdots \\ \tilde{x}^T(m) & \tilde{u}^T(m) \end{bmatrix} \quad (21)$$

최소자승법에서의 성능지수는 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$J = \frac{1}{2} (Y - X\theta)^T (Y - X\theta) \quad (22)$$

성능지수  $J$ 를 최소화하는  $\theta$ 는 다음과 같이 얻어지게 되고, 이로부터 행렬  $A, B$ 를 추정하게 된다.

$$\hat{\theta} = [Re(X^T X)]^{-1} Re(X^T Y) \quad (23)$$

행렬  $X^T X$ 의 조건수(condition number)가 좋지 않으면 식 (23)의 해가 부정확하거나 구해지지 않을 수 있다. 따라서 대상 주파수 영역과 주파수 간격 등을 적절히 조정하여, 식 (23)이 의미있는 결과를 가지도록 해야 한다. 파라미터 추정에 사용된 중/횡축에 대한 상태변수는 다음과 같다

$$\begin{aligned} \Delta x_{lon} &= [\Delta u \ \Delta w \ \Delta q \ \Delta \theta \ \Delta a_1]^T \\ \Delta x_{lat} &= [\Delta v \ \Delta p \ \Delta r \ \Delta \phi \ \Delta \psi \ \Delta b_1 \ \Delta r_{fb}]^T \end{aligned} \quad (24)$$

본 논문에서는 저장된 데이터에서 프로그램 입력이 들어가기 직전 상태를 트림조건이라 보고 이를 통해 트림조건에서의 변위량을 계산하여 상태변수로 사용하였다. 그리고 각 축방향 속도성분  $u, v, w$ 는 GPS 속도성분을 이용하였는데, GPS 속도성분은 질점의 절대속도만 측정되므로 이를 방위각 정보를 이용하여  $x, y, z$ 성분으로 계산한 다음 오일러 좌표변환을 통해 동체좌표계에서의 속도성분으로 계산하였다. 그리고 축방향 가속도 성분은 가속도계 출력값  $[a_x \ a_y \ a_z]$ 을 이용하여 무게중심에서 가속도계가 장착된 위치까지의  $z$ 축 변위( $z_a$ )를 고려하여 다음과 같이 계산하여 반영하였다.

$$\dot{u} = a_x - wq + vr + g \sin \theta + z_a \dot{q} \quad (25)$$

$$\dot{v} = a_y - ur + wp - g \sin \phi \cos \theta - z_a \dot{p} \quad (26)$$

$$\dot{w} = a_z - vp + uq - g \cos \phi \cos \theta \quad (27)$$

비행시험에서는 더블릿 입력과 멀티스텝 입력을 모두 사용하여 비행데이터를 획득하였으나, 시험조건과 데이터의 품질을 고려하여 파라미터 추정에 사용된 비행 데이터는 정지비행상태와 15kph의 전진 비행 상태에서의 중방향에 각각 멀티스텝 입력에 대한 출력데이터를 사용하였다. 추정된  $A, B$  행렬을 이용하여 수치 시뮬레이션을 수행한 결과와 비행데이터, 그리고 수학적 선형모델을 이용한 수치 시

물레이션결과와 비교하였다. 그림 9, 10은 정지비행시에 중운동과 횡운동의 파라미터 추정결과를 실비행데이터와 비교하여 보여주고 있으며, 그림 11, 12는 저속전진비행시의 파라미터 추정결과를 보여주고 있다. 그림에서 알 수 있듯이 초기의 수학적 모델을 이용하여 수치 시뮬레이션한 비행 반응은 실비행 데이터와 큰 차이를 보이지만, 시스템 식별을 통해 수정된 동역학 모델은 실제 비행반응과 유사하게 나타남을 확인할 수 있다. 그림 9와 11로부터 호버링시와 전진비행시에 중운동 비행자세 및 자세각속도 관련 데이터는 실비행 상황과 거의 일치하고 있으며, 비행속도 관련 데이터는 약간의 차이가 있으나, 전반적으로 양호한 결과를 보여주고 있다. 또한 그림 10과 12로부터 호버링 및 전진비행시의 횡운동 파라미터 추정결과는 대부분 비행데이터와 유사한 결과를 보여주고 있다. 다만 heading과 요각속도는 실비행 데이터와 차이가 있는데, 이는 HLG의 특성이 정확히 밝혀지지 않아 이를 보다 명확히 반영하지 못한 결과로 풀이되며, 향후 이 부분에 대한 추가적인 연구가 필요할 것으로 판단된다.

표 3-6은 각각의 비행조건과 운동축에 대하여 소형 무인 헬리콥터의 파라미터 추정결과 동적특성과 (28)-(31)의 수학적 모델을 이용한 동적특성을 정리한 표이다. 중운동의 경우 호버링시에 운동주기와 댐핑이 상당히 변화되었음을 알 수 있다. 이는 수학적 모델을 통한 동역학적 특성이 실제와는 상당히 차이가 있음을 말해준다. 종방향 단주기 모드는 감쇄비는 비슷하나 고유진동수가 약 20% 저하되었고, 장주기 모드는 고유진동수가 약 3배 증대되었으며 감쇄비도 2배 이상 증대되었다. 본 비행시험은 무인헬리콥터의 불안정한 모드로 인해 조종입력 인가 후 10초 이후에는 급격히 자세가 기울어지므로 위험상황에 처하게 된다. 따라서 제한된 비행시간 영역에서 이루어졌으므로 장주기 모드를 정확히 확인하기에는 어려움이 뒤따른다. 횡/방향 운동의 경우 단주기 요모드가 실제에서는 과감쇄되어 실수축상의 안정한 두 개의 극점으로 이동되었음을 알 수 있다. 이는 HLG의 효과가 예상보다 양호하게 작동하고 있음을 의미한다. 또한 단주기 롤모드의 운동특성은 감쇄비는 유사하나 고유진동수가 이론치의 절반정도로 추정되었음을 알 수 있다. 한편 이론과 마찬가지로 불안정한 극점을 포함하고 있어, 이를 극복하기 위한 제어시스템의 설계가 필수적임을 알 수 있다.

이상의 파라미터 추정 결과에서 알 수 있듯이 추정데이터는 대부분의 상태변수에서 비행데이터와 유사한 결과를 보여주며, 기존의 수학적 모델링보다 매우 향상된 결과를 제공함을 알 수 있었다. 고정익 항공기에 비해 회전익 항공기의 복잡한 동역학 특성 및 모델링의 어려움을 고려하면 매우 양호한 결과를 얻은 것으로 판단된다. 하지만 파라미터 추정을 통한 운동방정식이 가지는 오차 역시 존재하는데, 이러한 오차가 발생한 원인으로는 비행시험시의 대기가 다소 불안정하여 고요대기상태에서와 같은 수준의 비행데이터를 획득하기 어려운 점이 있었고, 동체축 방향 속도성분을 측정함에 있어 GPS속도와 방위각을 이용하여 좌표변환을 거친 후 사용하였기 때문에 GPS 자체가 가지는 오차

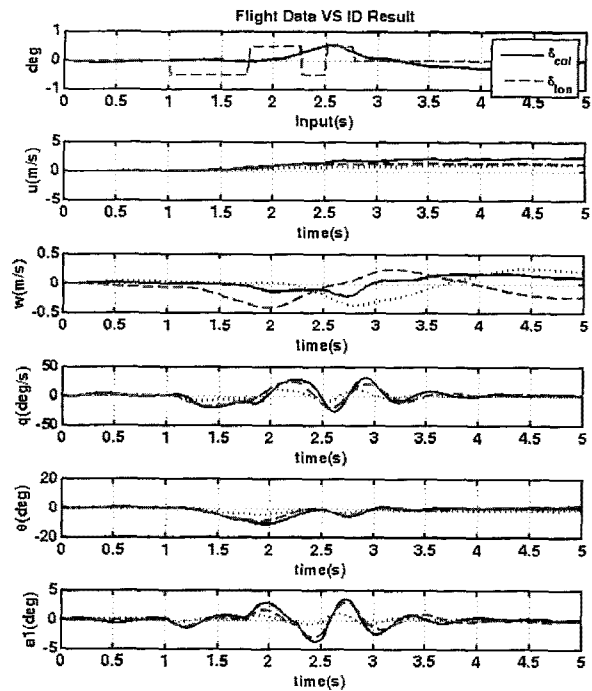


그림 9. 파라미터 추정결과와 비행시험 결과 비교 (정지비행, 중운동, 실선: 비행데이터, 점선: ID 결과).  
Fig. 9. Flight test data and estimation result (hover, longitudinal, line: flight data, dashed line: ID result).

표 3. 파라미터 추정결과 고유치 비교 (정지비행, 중운동).  
Table 3. Eigenvalue of ID result (hover, longitudinal).

	Eigenvalue	Damping ratio	Frequency (rad/sec)
Identification	-6.94e-002 ±4.84e-001i	1.42e-001	4.89e-001
	3.06e-003	-1.00e+000	3.06e-003
	-2.00e+000 ±7.96e+000i	2.43e-001	8.21e+000
Mathematical	-9.37e-003 ±1.55e-001i	6.06e-002	1.55e-001
	-1.61e+000	1.00e+000	1.61e+000
	-2.97e+000 ±1.00e+001i	2.84e-001	1.05e+001

가 내제되어 있다. 또한 자동비행상태임에도 불구하고 무인 헬리콥터의 특성상 고정익기에 비해 트림상태를 정확히 유지하기가 어려워 트림상태 및 트림상태에서의 각각의 상태 변수들의 변위량을 정의하기가 상대적으로 어려운 점 등을 들 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{u} \\ \Delta \dot{w} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{\theta} \\ \Delta \dot{\alpha}_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.0264 & 0 & 0 & -9.8000 & -7.4612 \\ 0.0218 & -0.0338 & 1.4311 & 1.8438 & 0 \\ 0.0492 & -0.7724 & 0 & 0 & 66.7211 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 0 & 0 \\ 0.0123 & 0 & -1.0000 & 0 & -4.0668 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta q \\ \Delta \theta \\ \Delta \alpha_1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ -104.0897 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 24.7272 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \delta_{col} \\ \Delta \delta_{lon} \end{bmatrix} \quad (28)$$

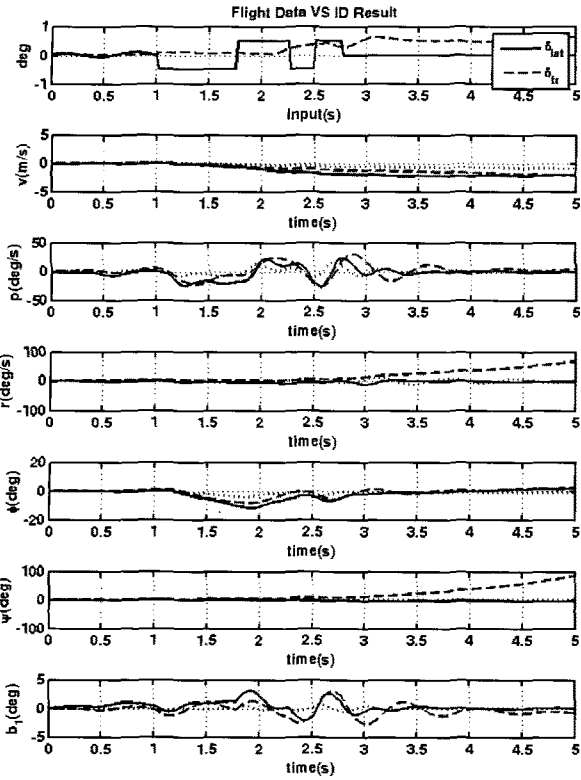


그림 10. 파라미터 추정결과와 비행시험 결과 비교 (정지비행, 횡운동, 실선: 비행데이터, 점선: ID 결과).

Fig. 10. Flight test data and estimation result (hover, lateral, line: flight data, dashed line: ID result).

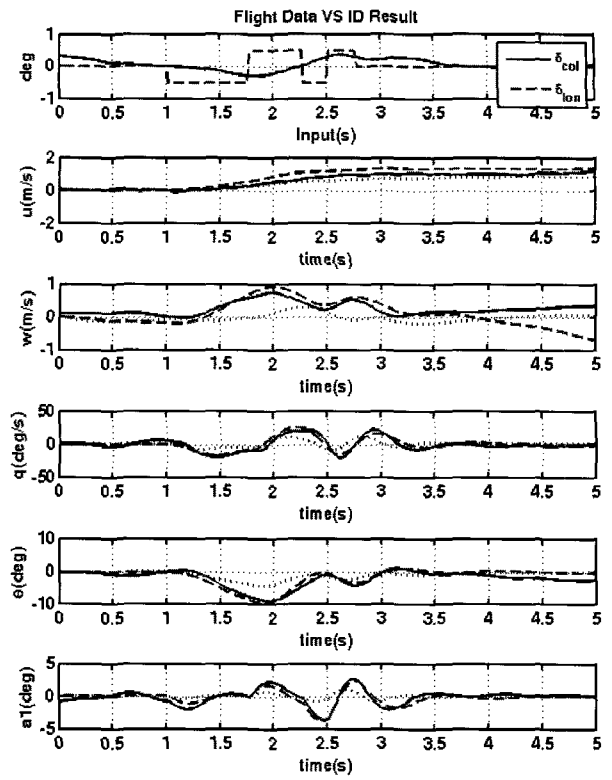


그림 11. 파라미터 추정결과와 비행시험 결과 비교 (15kph, 종 운동, 실선: 비행데이터, 점선: ID 결과).

Fig. 11. Flight test data and estimation result (15kph, longitudinal, line: flight data, dashed line: ID result).

표 4. 파라미터 추정결과 고유치 비교 (정지비행, 횡운동).

Table4. Eigenvalue of ID result (hover, lateral).

	Eigenvalue	Damping ratio	Frequency (rad/sec)
Identification	6.49e-001	-1.00e+000	6.49e-001
	0.00e+000	-1.00e+000	0.00e+000
	-1.60e-002	1.00e+000	1.60e-002
	-3.76e-001	1.00e+000	3.76e-001
	-1.25e+000	1.00e+000	1.25e+000
	-1.50e+000 ±8.74e+000i	1.69e-001	8.87e+000
Mathematical	1.26e-001	-1.00e+000	1.26e-001
	0.00e+000	-1.00e+000	0.00e+000
	-1.89e-001	1.00e+000	1.89e-001
	-8.44e-001 ±9.57e+000i	8.78e-002	9.61e+000
	-3.01e+000 ±1.65e+001i	1.79e-001	1.68e+001

표 5. 파라미터 추정결과 고유치 비교 (15kph, 종운동).

Table5. Eigenvalue of ID result (15kph, longitudinal).

	Eigenvalue	Damping ratio	Frequency (rad/sec)
Identification	-1.03e-001 ±4.06e-001i	2.45e-001	4.19e-001
	9.27e-001	-1.00e+000	9.27e-001
	-2.03e+000 ±7.04e+000i	2.77e-001	7.32e+000
	-1.34e-002 ±3.19e-001i	4.20e-002	3.20e-001
Mathematical	-1.61e+000	1.00e+000	1.61e+000
	-2.99e+000 ±1.01e+001i	2.85e-001	1.05e+001

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{v} \\ \Delta \dot{p} \\ \Delta \dot{r} \\ \Delta \dot{\phi} \\ \Delta \dot{\psi} \\ \Delta \dot{b}_1 \\ \Delta \dot{r}_{fb} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.1435 & 0.5922 & -0.9865 & 9.8000 & 0 & 10.6151 & 0 \\ -0.1263 & 1.7767 & 0.7634 & 0 & 0 & 87.2893 & 0 \\ 0.3650 & 0.3411 & -0.8584 & 0 & 0 & 0 & -4.7643 \\ 0 & 1.0000 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0.0065 & -1.0000 & 0 & 0 & 0 & -4.7573 & 0 \\ 0 & 0 & -0.2207 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta v \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta \phi \\ \Delta \psi \\ \Delta b_1 \\ \Delta r_{fb} \end{bmatrix}$$

$$+ \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 89.2145 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 22.1664 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \delta_{lat} \\ \Delta \delta_{tr} \end{bmatrix} \quad (29)$$

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{u} \\ \Delta \dot{w} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{\theta} \\ \Delta \dot{a}_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.0199 & -0.1326 & 0 & -9.8000 & -5.2061 \\ -0.2482 & 1.0136 & -5.1079 & 0 & 0 \\ 0.1576 & 0.5632 & 0 & 0 & 52.2186 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 0 & 0 \\ -0.0077 & 0 & -1.0000 & 0 & -4.3340 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta q \\ \Delta \theta \\ \Delta a_1 \end{bmatrix}$$

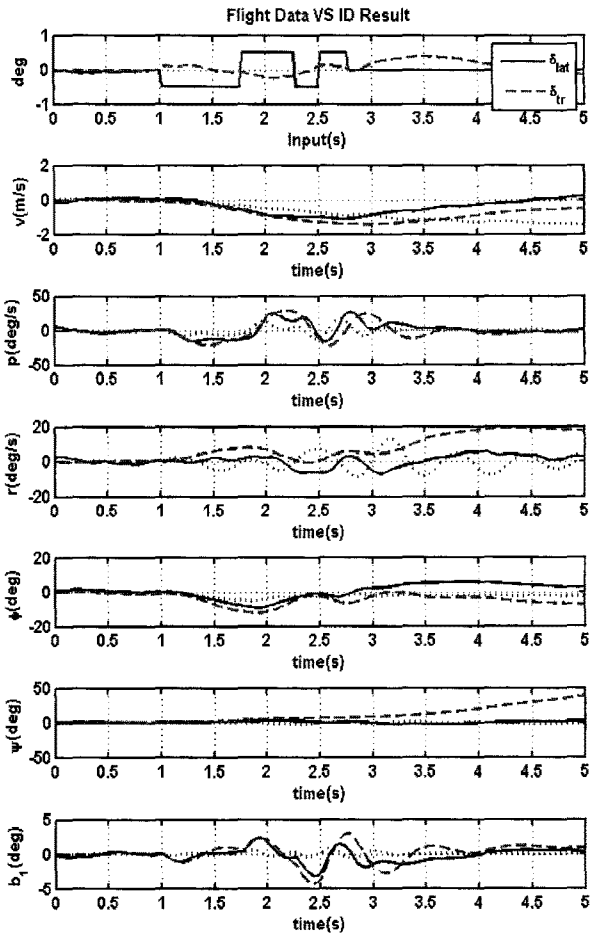


그림 12. 파라미터 추정결과와 비행시험 결과 비교 (15kph, 횡운동, 실선: 비행데이터, 점선: ID 결과).

Fig. 12. Flight test data and estimation result (15kph, lateral, line: flight data, dashed line: ID result).

$$+ \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ -52.6420 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 25.8008 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\delta_{col} \\ \Delta\delta_{lon} \end{bmatrix} \quad (30)$$

$$\begin{bmatrix} \Delta v \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta\phi \\ \Delta\psi \\ \Delta b_1 \\ \Delta r_{fb} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.2216 & 0.3088 & 3.4295 & 9.8000 & 0 & 6.6008 & 0 \\ -0.6972 & 0.4129 & -4.5177 & 0 & 0 & 64.1145 & 0 \\ -0.0857 & -0.6404 & -0.6172 & 0 & 0 & 0 & -2.3560 \\ 0 & 1.0000 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0.0025 & -1.0000 & 0 & 0 & 0 & -3.5838 & 0 \\ 0 & 0 & -0.0706 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta v \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta\phi \\ \Delta\psi \\ \Delta b_1 \\ \Delta r_{fb} \end{bmatrix}$$

$$+ \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 38.2605 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 27.7280 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\delta_{lat} \\ \Delta\delta_{rr} \end{bmatrix} \quad (31)$$

IV. 결론

본 논문에서는 자동화된 비행시험기법을 이용한 비행시험을 통해 얻어진 데이터를 이용하여 소형 무인헬리콥터의 운동 파라미터를 추정하여 동역학 모델을 보완하였다. 소형

표 6. 파라미터 추정결과 고유치 비교(15kph, 횡운동).

Table 6. Eigenvalue of ID result (15kph, lateral).

	Eigenvalue	Damping ratio	Frequency (rad/sec)
Identification	2.97e-001	-1.00e+000	2.97e-001
	0.00e+000	-1.00e+000	0.00e+000
	-3.23e-001 ± 7.09e-001i	4.14e-001	7.79e-001
	-3.52e-001	1.00e+000	3.52e-001
	-1.65e+000 ± 7.57e+000i	2.14e-001	7.75e+000
Mathematical	1.16e-001	-1.00e+000	1.16e-001
	0.00e+000	-1.00e+000	0.00e+000
	-1.85e-001	1.00e+000	1.85e-001
	-8.43e-001 ± 9.92e+000i	8.47e-002	9.95e+000
	-3.01e+000 ± 1.66e+001i	1.79e-001	1.68e+001

무인헬리콥터에 대한 비선형 운동방정식을 유도하고 CNUHEL1-020 모델을 바탕으로 비선형 시뮬레이션을 수행하였으며 지정된 트립점에서 선형화를 수행하여 선형 운동방정식을 얻고 이를 파라미터 추정을 위한 기본모델로 사용하였다. 그리고 선형 모델을 이용하여 운동방정식을 종운동과 횡운동으로 분리하여도 운동 모델이 가지는 고유한 운동특성이 거의 변함이 없음을 확인할 수 있었다. 파라미터 추정을 위한 최적의 가진입력을 주파수 영역의 PSD를 기준으로 선정하였으며, 그 결과 선정된 더블렛 입력과 멀티스텝입력을 구현하기 위하여 자동화된 프로그램 비행시험기법을 이용하였다. 비행시험을 통해 실제 무인헬리콥터의 비행 반응에 대한 데이터를 수집하고, 수집된 데이터를 바탕으로 선형 모델과 비교하여 모델링 파라미터를 추정하였다. 이론적인 값으로 구성된 동역학 파라미터들의 오차로 인해 시뮬레이션 결과와 실제 반응과의 다소 차이점을 발견할 수 있었다. 주파수 영역에서의 파라미터 추정기법을 이용하여 선형 운동방정식을 실제 헬리콥터의 운동을 유사하게 모사할 수 있는 상태공간식으로 수정하였다.

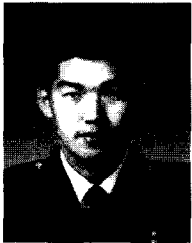
파라미터 추정기법을 적용하여 수정된 동역학 모델은 종운동 및 횡운동의 모든 영역에서 실비행 데이터와 거의 유사한 결과를 제공함을 알 수 있었다. 향후 보다 안정된 대기상황에서 비행시험을 실시하고, 다양한 주파수 운용범위 및 샘플 주파수 간격 등에서 개선된 파라미터 추정 기법을 적용하면 보다 나은 동역학 모델을 구현할 수 있을 것으로 기대된다.

참고문헌

[1] G. D. Padfield, "Helicopter flight dynamics: The theory and application of flying qualities and simulation modeling," Reston, VA, AIAA Education Series, 1996.  
 [2] B. Mettler, "Identification, modeling and characteristics

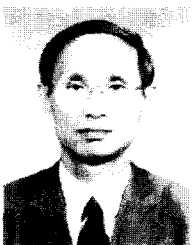


- of miniature rotorcraft," *Kluwer Academic Publishers*, Boston, 2002.
- [3] V. Gavrillets, B. Mettler, and E. Feron, "Dynamic model for a miniature aerobatic helicopter," Department of Aeronautics and Astronautics, MIT, Cambridge, USA.
- [4] V. Gavrillets, B. Mettler, and E. Feron, "Nonlinear model for a small-size acrobatic helicopter," *Navigation and Control Conference and Exhibit*, AIAA- 2001-4333, 6-9 Montreal, Canada, August 2001.
- [5] Bhandari, Colgren, Lederbogen, and Kowalchuk, "Six-DoF dynamic modeling and flight testing of a UAV helicopter," *San Francisco, California, 15-18 August 2005*, AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit.
- [6] 이환, 이상기, "축소형 회전익 항공기의 간략화된 동적 모델링," 한국항공우주학회지, 제 33 권, 제 8 호, 2005년.
- [7] J. Suk, Y. Lee, S. Kim, H. Koo, and J. Kim, "System identification and stability evaluation of an unmanned aerial vehicle from automated flight tests," *KSME International Journal*, vol. 17, no. 5, pp. 654-667, 2003.
- [8] M. B. Tischler and R. K. Remple, "Aircraft and rotorcraft system identification," Reston, VA, *AIAA Education Series*, 2006.
- [9] L. Ljung, *System Identification Theory for the User*, Upper Saddle River, A simon & Schuster Company New Jersey, 1999.
- [10] Eugene A. Morelli, "Real-time parameter estimation in the frequency domain," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 23, no. 5, 2000.
- [11] P. G. Hamel and J. Kaletka, "Advances in rotorcraft system identification," *Prog. Aerospace Sci.* vol. 33, 1997.
- [12] 한용수, 신중호, 김유단, 김현진, "시간영역 및 주파수 영역에서의 무인항공기 시스템 식별," 한국항공우주학회 추계학술발표회, 제주, 2007.



#### 방극희

2004년 충남대학교 항공우주공학과 졸업. 2007년 동 대학원 석사. 2007년~현재 공군복무 중. 관심분야는 무인헬기 동역학 모델링, 시스템 식별 및 무인항공기 비행제어.



#### 홍창호

1970년 서울대학교 조선항공공학과 졸업. 1983년 University of Maryland 석사. 동 대학원 박사. 1974년~1981년 선박해양연구소 선임연구원. 1985년~1987년 University of Maryland Post Doc. 1987년~현재 충남대학교 항공우주공학과 교수. 관심분야는 헬리콥터 동역학 및 신경회로망을 이용한 지능제어.

#### 김낙완

제어 · 로봇 · 시스템학회 논문지 제 13 권, 제 5 호 참고.

#### 석진영

제어 · 로봇 · 시스템학회 논문지 제 11 권, 제 3 호 참고.